



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO DE ALA FIJA (UAV) CON UN SISTEMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL (VTOL).

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

QUINTEROS CALISPA MAURICIO ANTONIO
mauricio.quinteros@epn.edu.ec

SARANGO DIAZ JUAN CARLOS
juan.sarango@epn.edu.ec

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

DIRECTOR: Ing. EDGAR HERNÁN CANDO NARVÁEZ, Ph.D.
edgar.cando@epn.edu.ec

Quito, diciembre 2022

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo fue desarrollado por **MAURICIO ANTONIO QUINTEROS CALISPA** y **JUAN CARLOS SARANGO DÍAZ**, bajo mi supervisión.

Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, Ph.D.

DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Edgar Hernán Cando Narváez, Ph.D.

CODIRECTOR DEL PROYECTO

DECLARACIÓN

Nosotros, **Mauricio Antonio Quinteros Calispa y Juan Carlos Sarango Díaz**, declaramos bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de nuestra autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que hemos consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

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

Mauricio Antonio Quinteros Calispa

Juan Carlos Sarango Díaz

DEDICATORIA

Mauricio Quinteros

Este trabajo en específico es dedicado a todas las personas que confiaron en mí y que pensaron que podía lograr todo lo que me propusiera durante el transcurso de mi vida. Hago una especial mención a la mujer que tanto amo, que además de darme la vida, las lecciones más importantes de mi camino hasta aquí y su apoyo incondicional, a ella cuyo nombre es Rosa Elvira, quiero decirle que nada de esto hubiera sido posible sin sus palabras de aliento y su amor ejemplar de madre. A mi padre Luis Adriano, que siempre fue un pilar importante a lo largo de mi carrera, sus palabras y consejos impactaron en mí de forma que gracias a todo esto soy una mejor persona, este trabajo es el resultado de la diaria labor que él demostró a lo largo de todos estos años, quiero decirle que es mi ejemplo para seguir como persona y aún mejor como padre. A mi hermano José Luis, no tengo palabras para expresar la gratitud que siento por el gran compañero de vida que tengo, espero que este trabajo refleje un poco de todo lo que me enseñó a lo largo de mi vida, en especial por los momentos y palabras que lograron convertirme en el profesional que hoy pretendo ser. Finalmente, a mi hermano Santiago Daniel, a pesar del poco tiempo compartido supo enseñarme muchas cosas importantes, por lo tanto, como parte de su memoria, quiero decirle que siempre lo recuerdo y le dedico este trabajo, que espero esté a su altura.

Juan Carlos Sarango Díaz

AGRADECIMIENTO

A Dios y todos los que siempre estuvieron ahí cuando los necesité.

Juan Carlos Sarango Díaz

INDICE

| | |
|---|----|
| Objetivo general | 1 |
| Objetivos específicos..... | 2 |
| 1. MARCO TEÓRICO..... | 3 |
| 1.1. Planteamiento del problema | 3 |
| 1.2. Antecedentes..... | 3 |
| 1.3. Estado del arte..... | 4 |
| Vehículo aéreo no tripulado..... | 4 |
| Tipos de UAVs | 4 |
| Sistemas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)..... | 5 |
| Fuselajes..... | 8 |
| Sistema de control..... | 9 |
| Sistema de propulsión..... | 11 |
| Proceso de manufactura para UAVs | 12 |
| Recubrimiento de UAVs | 14 |
| 1.4. Benchmarking..... | 14 |
| Super Stol VTOL | 14 |
| Makeflyeasy Striver Mini..... | 15 |
| Foxtech Loong 2160 VTOL..... | 16 |
| Foxtech Nimbus V2 VTOL..... | 16 |
| Vtbird Tilt Rotor | 17 |
| 2. METODOLOGÍA..... | 19 |
| 2.1. Consideraciones de las especificaciones técnicas de la aeronave..... | 19 |
| 2.2. Casa de la calidad | 19 |
| Voz del usuario..... | 19 |
| Voz del ingeniero..... | 20 |
| Análisis de la competitividad..... | 20 |
| Justificación de la casa de la calidad..... | 21 |
| Resultados de la casa de la calidad | 22 |
| 2.3. Especificaciones técnicas | 23 |
| 2.4. Análisis funcional | 24 |
| Función Global | 24 |
| Determinación de la estructura funcional..... | 25 |
| Modulación..... | 25 |
| 2.5. Soluciones para cada módulo | 26 |
| Módulo 1 | 26 |
| Módulo 2 | 31 |
| Módulo 3 | 33 |
| 2.6. Selección de alternativas | 37 |
| Criterios de selección | 37 |
| Método ordinal corregido de criterios ponderados | 38 |

| | |
|--|----|
| 2.7. Solución general | 44 |
| Módulo 1: Fabricar aeronave..... | 44 |
| Módulo 2: Seleccionar y fabricar sistema VTOL..... | 45 |
| Módulo 3: Implementar sistema de control y auxiliares en el UAV..... | 45 |
| 2.8. Solución virtual | 46 |
| Coeficientes de sustentación y arrastre de las alternativas | 47 |
| Alternativa 1 (Skywalker)..... | 47 |
| Alternativa 2 (Event 386)..... | 49 |
| 2.9. Cálculos..... | 51 |
| Características del UAV base grupo ATA..... | 51 |
| Cálculo de Centro de gravedad y centro de masa del UAV..... | 54 |
| Cálculos preliminares de masa y carga útil..... | 54 |
| Trayectoria ideal y fases de vuelo del prototipo VTOL..... | 55 |
| Vuelo vertical..... | 56 |
| Vuelo modo crucero | 58 |
| Vuelo modo transitorio..... | 60 |
| Diseño sistema propulsión | 62 |
| Comportamiento de las alas recubiertas..... | 63 |
| Diseño sistema VTOL..... | 65 |
| Comportamiento del soporte alar para el rotor tilting | 67 |
| Selección de motores | 70 |
| Selección de propelas | 71 |
| Sistema electrónico | 74 |
| Instalación software..... | 75 |
| Peso real del sistema de propulsión | 77 |
| Cálculo refinado del peso del prototipo..... | 77 |
| 2.10. CONSTRUCCIÓN | 78 |
| Fabricación del prototipo UAV | 78 |
| Fabricación de piezas complementarias y ensamble del UAV..... | 81 |
| Fabricación del Sistema VTOL..... | 82 |
| Implementación Electrónica..... | 82 |
| Ensamble | 83 |
| Prototipo final del UAV con sistema VTOL | 83 |
| 2.11. TIEMPOS DE FABRICACIÓN | 84 |
| 2.12. COSTOS DE FABRICACIÓN | 85 |
| 3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN | 87 |
| 3.1. Resultados..... | 87 |
| 3.2. Discusión..... | 89 |
| 4. CONCLUSIONES..... | 90 |
| Referencias bibliográficas..... | 91 |
| ANEXOS | 98 |
| ANEXO I..... | 98 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| Figura 1.1. Clasificación de los UAVs según el tipo de ala. a) Ala fija b) Alas rotatorias c) Configuración mixta. | 5 |
| Figura 1.2. Liondrone VTOL. | 5 |
| Figura 1.3. Tilting Rotor VTOL, German Drones. | 6 |
| Figura 1.4. Tail sitter UAV modelo T-Wing utilizado para aplicaciones civiles. | 6 |
| Figura 1.5. Configuración y renderizado del VTOL combinando cuchillas cicloidales y propelas de hélices de ventilador. | 7 |
| Figura 1.6. UAV de ala fija. | 8 |
| Figura 1.7. Tricopter de motor eléctrico. | 8 |
| Figura 1.8. Quadcopter de motor eléctrico. | 9 |
| Figura 1.9. Hexacopter de motor eléctrico. | 9 |
| Figura 1.10. Hardwares disponibles para UAV. 1) Cube black. 2) Navio2. 3) Beagle Bone Blue. 4) The Cube Orange. 5) NAZA-M V2. | 11 |
| Figura 1.11. Partes del sistema de propulsión por motor eléctrico. a) Batería. b) Motor. c) Hélices. | 12 |
| Figura 1.12. Piezas impresas en 3D. | 13 |
| Figura 1.13. Fuselaje de SkyWalker fabricado por extrusión. | 13 |
| Figura 1.14. Partes de un UAV fabricado manualmente. | 14 |
| Figura 1.15. Aeronave SUPER STOL VTOL de Aeroseed Sky. | 14 |
| Figura 1.16. Aeronave Makeflyeasy Striver mini. | 15 |
| Figura 1.17. Aeronave Foxtch Loong 2160 VTOL. | 16 |
| Figura 1.18. Aeronave Foxtch Nimbus V2 VTOL. | 17 |
| Figura 1.19. Aeronave VTBIRD TILT ROTOR. | 17 |
| Figura 2.1. Casa de la Calidad. | 21 |
| Figura 2.2. Función Global, Nivel 0. | 24 |
| Figura 2.3. Estructura Funcional, Nivel 1. | 25 |
| Figura 2.4. Estructura de modulación. | 26 |
| Figura 2.5. CAD Event 386. | 27 |
| Figura 2.6. CAD Skywalker. | 27 |
| Figura 2.7. Mesa de corte. | 28 |
| Figura 2.8. Cortadora CNC. | 28 |
| Figura 2.9. Fabricación de piezas con impresión 3D. | 29 |
| Figura 2.10. Fabricación de piezas manualmente. | 30 |
| Figura 2.11. Recubrimiento tipo Sándwich. | 30 |
| Figura 2.12. Recubrimiento tipo monolítico. | 31 |

| | |
|--|----|
| Figura 2.13. Sistemas VTOL tricópteros. | 32 |
| Figura 2.14. Sistemas VTOL cuadricópteros. | 32 |
| Figura 2.15. Ensamblaje de un sistema VTOL. | 33 |
| Figura 2.16. Diagrama CubePilot Ecosystem. | 34 |
| Figura 2.17. Placa navio2. | 34 |
| Figura 2.18. Simulador soportado por PX4 Autopilot. | 35 |
| Figura 2.19. Planeador de vuelo soportado por Ardupilot. | 35 |
| Figura 2.20. Impresora 3D Laboratorio de UAVs. | 36 |
| Figura 2.21. Proceso de ensamblaje manual de prototipos de aeronaves en el laboratorio de UAVs. | 36 |
| Figura 2.22. Estación de montaje automatizado de drones. | 37 |
| Figura 2.23. Alternativas posibles del Módulo 1. | 38 |
| Figura 2.24. Alternativas posibles del Módulo 2. | 40 |
| Figura 2.25. Alternativas posibles del Módulo 3. | 42 |
| Figura 2.26. Alternativa 1 para la construcción del prototipo. | 45 |
| Figura 2.27. Alternativa 2 para la construcción del prototipo. | 46 |
| Figura 2.28. Diseño de la alternativa 1 ingresado en el programa MachUp. | 46 |
| Figura 2.29. Diseño de la alternativa 2 ingresado en el programa MachUp. | 47 |
| Figura 2.30. Condiciones de análisis para cálculo de valores aerodinámicos (CL y CD). | 47 |
| Figura 2.31. Datos del CL de la Alternativa 1. | 48 |
| Figura 2.32. Datos del CD de la Alternativa 1. | 48 |
| Figura 2.33. Datos del CL de la Alternativa 2. | 49 |
| Figura 2.34. Datos del CD de la Alternativa 2. | 49 |
| Figura 2.35. Modelo UAV perteneciente al grupo ATA-APN. | 52 |
| (Fuente: Propia) | 52 |
| Figura 2.36. Dimensiones principales del prototipo UAV. | 52 |
| Figura 2.37. Coordenadas del sistema rectangular y origen del sistema respecto al prototipo. | 53 |
| Figura 2.38. Posición del centro de masa y origen del sistema de coordenadas locales. | 54 |
| Figura 2.39. Esquema ilustrativo de la trayectoria ideal de vuelo del UAV VTOL. | 56 |
| Figura 2.40. Fuerzas actuantes en el despegue y aterrizaje vertical. | 56 |
| Figura 2.41. Fuerzas actuantes durante el vuelo modo crucero del UAV. | 58 |
| Figura 2.42. Fuerzas ejercidas por el sistema VTOL sobre el UAV en 3D. | 60 |
| Figura 2.43. Fuerzas y momentos actuantes sobre el UAV eje XY. | 61 |
| Figura 2.44. Fuerzas actuantes durante el momento de transición del UAV. | 61 |
| Figura 2.45. Cálculo de posición de los motores respecto al centro de masa. | 63 |

| | |
|--|----|
| Figura 2.46. Figura de componentes, fuerzas y momentos aplicados en el ala..... | 64 |
| Figura 2.47. Simulación del comportamiento alar con material de recubrimiento. | 65 |
| Figura 2.48. Mecanismo VTOL ensamblado por separado para los 3 motores..... | 67 |
| Figura 2.49. Mecanismo VTOL ensamblado en el UAV. | 67 |
| Figura 2.50. Corte transversal del ala y el soporte VTOL..... | 68 |
| Figura 2.51. Condiciones de simulación del soporte VTOL..... | 68 |
| Figura 2.52. Deformación en el soporte VTOL en el eje z..... | 69 |
| Figura 2.53. Deformación en el soporte VTOL en el eje x..... | 69 |
| Figura 2.54. Simulación del comportamiento del soporte VTOL. | 69 |
| Figura 2.55. Deformación del soporte VTOL en el eje x de coordenadas locales. | 70 |
| Figura 2.56. Motor Foxtech X3520-8 KV520..... | 70 |
| Figura 2.57. Especificaciones técnicas del motor Foxtech X3520-8 KV520..... | 71 |
| Figura 2.58. Especificaciones técnicas de las propelas recomendadas. | 72 |
| Figura 2.59. Propela APC 12*8. | 73 |
| Figura 2.60. Batería Turnigy de 10000mAh. | 73 |
| Figura 2.61. Configuración electrónica del UAV VTOL. | 75 |
| Figura 2.62. Interfaz del software Ardu Pilot “Mission Planner”. | 76 |
| Figura 2.63. Interfaz del software Ardu Pilot “Mission Planner”. | 76 |
| Figura 2.64. Configuración de elementos electrónicos..... | 77 |
| Figura 2.65. Corte de material EPS y XPS. | 78 |
| Figura 2.66. Modelado de piezas del UAV..... | 79 |
| Figura 2.67. Pulido de piezas del UAV..... | 79 |
| Figura 2.68. Recubrimiento en el prototipo UAV. | 80 |
| Figura 2.69. Pulido de las piezas del UAV..... | 80 |
| Figura 2.70. Aplicación de capa protectora..... | 81 |
| Figura 2.71. Fabricación de piezas complementarias del UAV mediante impresión 3D. | 81 |
| Figura 2.72. Fabricación de piezas complementarias del sistema VTOL mediante impresión 3D..... | 82 |
| Figura 2.73. Implementación electrónica realizada por un especialista. | 82 |
| Figura 2.74. Integración e instalación de todas las partes del sistema VTOL. | 83 |
| Figura 2.76. Soluciones resultantes de prioridad 1 y 2..... | 88 |
| Figura 2.77. Alternativa final resultante del análisis aerodinámico..... | 88 |

LISTA DE TABLAS

| | |
|--|----|
| Tabla 1.1. Datos de la aeronave SUPER STOL VTOL Aeroseed Sky..... | 15 |
| Tabla 1.2. Datos de la aeronave Makeflyeasy Striver mini..... | 15 |
| Tabla 1.3. Datos de la aeronave Foxtch Loong 2160 VTOL. | 16 |
| Tabla 1.4. Datos de la aeronave Foxtch Nimbus V2 VTOL..... | 17 |
| Tabla 1.5. Datos de la aeronave Vtbird tilt rotor. | 18 |
| Tabla 2.1. Especificaciones técnicas de la aeronave (referencial)..... | 23 |
| Tabla 2.2. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio. | 38 |
| Tabla 2.3. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 1..... | 38 |
| Tabla 2.4. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 1. | 39 |
| Tabla 2.5. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 1..... | 39 |
| Tabla 2.6. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 1. | 39 |
| Tabla 2.7. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 1. | 40 |
| Tabla 2.8. Tabla de conclusiones módulo 1..... | 40 |
| Tabla 2.9. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio módulo 2..... | 41 |
| Tabla 2.10. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 2..... | 41 |
| Tabla 2.11. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 2. | 41 |
| Tabla 2.12. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 2..... | 41 |
| Tabla 2.13. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 2. | 41 |
| Tabla 2.14. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 2. | 42 |
| Tabla 2.15. Tabla de conclusiones módulo 2..... | 42 |
| Tabla 2.16. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio módulo 3..... | 43 |
| Tabla 2.17. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 3..... | 43 |
| Tabla 2.18. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 3. | 43 |
| Tabla 2.19. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 3..... | 43 |
| Tabla 2.20. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 3. | 44 |
| Tabla 2.21. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 3. | 44 |
| Tabla 2.22. Tabla de conclusiones módulo 3..... | 44 |
| Tabla 2.23. Resultados de la Alternativa 1. | 50 |
| Tabla 2.24. Resultados de la Alternativa 2. | 50 |
| Tabla 2.25. Características del UAV base “Event” del grupo ATA-EPN..... | 51 |
| Tabla 2.26. Coordenadas del Centro de Masa respecto al sistema de coordenadas globales. | 54 |
| Tabla 2.26. Masa de las partes del UAV..... | 55 |
| Tabla 2.27. Piezas del sistema VTOL..... | 66 |

| | |
|--|----|
| Tabla 2.28. Especificaciones técnicas de la propela. | 73 |
| Tabla 2.29. Especificaciones técnicas de la batería. | 74 |
| Tabla 2.30. Tabla de tiempo ocupado para la fabricación de piezas base de la aeronave...84 | |
| Tabla 2.31. Tabla de tiempo utilizado en la fabricación de piezas complementarias. | 84 |
| Tabla 2.32. Tabla de tiempo promedio utilizado para el ensamble. | 85 |
| Tabla 2.33. Tabla de tiempo necesario para la implementación electrónica. | 85 |
| Tabla 2.34. Tabla del tiempo total necesario para la fabricación del prototipo. | 85 |
| Tabla 2.35. Tabla del análisis de precios unitario para la construcción del UAV VTOL. | 85 |
| Tabla 2.36. Tabla resumen de las especificaciones técnicas..... | 87 |

RESUMEN

Este trabajo muestra el resultado de todo el proceso de diseño mecánico para construir un prototipo UAV de despegue y aterrizaje vertical, usando como base el diseño concurrente, partiendo de una exhausta investigación de todos los prototipos presentes en el mercado internacional y que sirven para determinar especificaciones técnicas propias para el diseño de la aeronave VTOL. Usando criterios ingenieriles de selección se obtiene alternativas de diseño de entre las distintas combinaciones de los módulos que abarcan desde la fase de creación del prototipo hasta su implementación electrónica, es decir manufactura del UAV desde una solución virtual hasta una tangible. Las alternativas finales virtuales son sometidas a un corto análisis en términos de aerodinámica, para determinar la mejor solución virtual. Los cálculos parten de un prototipo base existente en el grupo ATA EPN, de donde se obtienen sus características básicas y en el cual se implementa las fases de vuelo propias del UAV VTOL, cada fase requiere un análisis que determina la potencia y selección precisa de elementos para que en su integración y funcionamiento se obtenga un vuelo ideal. La parte esencial del documento radica en el diseño y análisis del comportamiento del sistema VTOL implementado en el UAV, juntamente con la selección de los elementos que lo componen y que hacen de este el sistema idóneo para las condiciones locales. En la parte final se muestra el prototipo completamente elaborado por mano de obra y materiales locales, con detallados valores del tiempo y costos de fabricación.

Palabras clave: UAV, diseño concurrente, aeronave VTOL, sistema VTOL.

ABSTRACT

This thesis shows the result of a process of mechanic design to build a vertical take-off and landing UAV, using as base the concurrent design. This starts with exhausted research of all prototypes which are in the international environment and serve to determinate technical specifications to design the VTOL airframe. By using engineering selection criteria, we obtain design alternatives among the combinations of modules. Modules encompass from phase of prototype creation until electronic implementation, this implies UAV manufacture since a virtual solution to a tangible one. Final alternatives are subjected to a small analysis of aerodynamic. On this way it gets in the best solution. Calculations comes from a base of a plane that belongs to ATA group of EPN, and we obtain basic features where we can implement flight phases own of a VTOL UAV. Each flight phase requires an analysis which determines the power and the selecting accurate components. An ideal flight is due to a good integration and operation of elements. Essential parts of thesis are the VTOL system design and behavior that is implement on the UAV. Selection of components linked to design makes it ideal for local conditions. Part final of document shows the complete construction of UAV, this was made by local materials and people. Also, it indicates times and elaboration costs.

Keywords: UAV, concurrent design, VTOL airframe, VTOL system.

TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO DE ALA FIJA (UAV) CON UN SISTEMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL (VTOL)

INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) de ala fija son dispositivos muy utilizados en diferentes áreas. Tanto de ingeniería, como de uso personal, estos se destacan en la inspección de aéreas grandes en terrenos de cultivo, minería, colección de imágenes, evaluación de desastres, monitoreo de áreas naturales, etc. [1] [2].

Si el enfoque ocurre en el área de investigación, dentro de zonas de conservación local y reservas naturales, es necesario sobrevolar grandes áreas para recopilar información visual con la ayuda implementos como cámaras espectrales, cámaras fotográficas y videocámaras [3]. Se observa un sin número de limitaciones para la toma de datos, debido a las condiciones naturales y condiciones de vuelo de la aeronave. En cuanto al terreno donde se utilizan este tipo de UAVs el problema radica en la forma irregular de los lugares y el espacio disponible para el despegue y aterrizaje de estos, ya que las aeronaves convencionales hacen uso de una pista de despegue, una catapulta, despegue manual u otros dispositivos, así se hace casi imposible el traslado de estos elementos extras a la zona de exploración y sobrevuelo [4]. Referente a la aeronave, los sistemas VTOL de vuelo permiten tener un óptimo desempeño, debido a las difíciles condiciones que deben vencer estos dispositivos durante su vuelo. Su manejo puede ser cómodo, pero lidiar con el control para su etapa de inicio o culminación de vuelo puede convertirse en un gran problema, por lo tanto, debe ser tomado en cuenta al momento de su diseño y construcción de acuerdo con las condiciones específicas para cada caso.

Para solventar todos los problemas antes mencionados se plantea el uso de un sistema VTOL dentro de una aeronave de ala fija tradicional, para aprovechar al máximo las capacidades del UAV y además usar el sistema VTOL para el despegue y aterrizaje. De esta forma se controla el UAV durante todas sus etapas de vuelo y además permite utilizarlo en terrenos poco accesibles, cumpliendo así con éxito todas las tareas asignadas.

Objetivo general

Diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado de ala fija (UAV) con un sistema de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).

Objetivos específicos

- Revisar el estado del arte de plataformas VTOL para UAVs pequeños aplicados a las diferentes ramas de la ingeniería.
- Diseñar un sistema de propulsión en base a sus características aerodinámicas y energéticas por medio de integración de elementos, para la implementación en un UAV pequeño.
- Construir y ensamblar un UAV con plataforma VTOL utilizando un óptimo proceso de manufactura.
- Evaluar el dispositivo fabricado bajo condiciones controladas de laboratorio para el análisis de su eficiencia.

1. MARCO TEÓRICO

1.1. Planteamiento del problema

Actualmente en el Ecuador existe una gran limitación en el uso de UAVs, ya que surgen inconvenientes al utilizarlos en lugares donde las características geográficas, tipológicas y topográficas están correspondidas por áreas forestalmente densas, extensa y con mucha variación de altitud [5]. En el manejo de UAVs existe una gran problemática que indica la falta de autonomía para el despegue y aterrizaje que producen. Durante las maniobras surgen varios inconvenientes porque no es considerado el sector ni la zona climática donde se los opera, ya que no fueron diseñados para dichos lugares [6]. Considerando la falta de un sistema de despegue, lo que normalmente se realiza es sostener el dron hasta que alcance la máxima potencia en sus motores y se procede a soltarlo para entrar en fase de vuelo, se tiene como alternativas el desarrollo y uso de catapultas o lanzaderas que ayuden a facilitar esta labor, pero se incrementa el número de elementos que pueden producir pérdidas en la eficiencia de vuelo o al momento del despegue. A fin de evitar grandes estructuras y costos innecesarios, se plantea el diseño y construcción de un UAV de ala fija con un sistema VTOL [7] [8].

1.2. Antecedentes

Para el año 2014 se generó un explosivo crecimiento en el consumo de vehículos aéreos no tripulados en grandes aplicaciones para los sectores industriales, control agrícola, vigilancia forestal y costera, radiodifusión, fotografía y mapeo, y la más importante, en el área militar [9] [10]. Pero surgieron problemas al momento de usar los UAVs en sectores irregulares o que no poseían un sitio de despegue y aterrizaje. Debido a la falta de autonomía de los diferentes modelos de drones que existen en el mercado actualmente, para despegar o aterrizar es complicado el uso de estos en zonas con desnivel [11]. Entonces, surge la idea de fabricar un sistema que pueda mejorar la autonomía de un vehículo aéreo no tripulado al momento de despegar o aterrizar en lugares complicados. El sistema VTOL (Vertical Take-Off and Landing) surge para gestionar el despegue y aterrizaje de UAVs bajo condiciones difíciles, tomando como referencia el sistema de despegue y aterrizaje de un multicoptero que tiene gran facilidad en estas acciones, pero está limitado a no alcanzar altas velocidades debido a la capacidad de sus rotores de ala rotatoria. A partir de estas ideas se presentaron diferentes sistemas VTOL para una gran variedad de drones que existen en el mercado actualmente, mostrando así mejores condiciones de uso en las áreas mencionadas anteriormente y obteniendo una mayor facilidad en el despegue y aterrizaje de UAVs [9] [12] [13].

1.3. Estado del arte

Vehículo aéreo no tripulado

Un vehículo aéreo no tripulado o UAV (Unmanned Aircraft Vehicle) denominado así en inglés es un vehículo motorizado el cuál no lleva un operador y puede ser dirigido de manera autónoma o teledirigida [14]. Esta definición cubre la mayoría de las formas de vehículos no tripulados y su importancia radica en el mejoramiento de misiones realizadas por parte de los componentes internos, los mismos que reemplazan el factor de error humano presente en los otros tipos de aeronaves. Los UAVs además tienen la capacidad de ser controlados y mantener un vuelo estable [15]. Sus aplicaciones varían desde el entretenimiento hasta el uso en la milicia para misiones de rescate y seguridad civil [2] [16].

Tipos de UAVs

Existen algunos tipos de clasificaciones de acuerdo con enfoque de estudio que se requiera realizar, pero para este caso se clasifica según el tipo de alas que posee.

De ala fija

Este tipo de dron posee similares características de un avión común, tiene ventajas y desventajas frente a otros UAVs, se puede mencionar que este tipo de aeronaves tiende a ser más tolerante en el aire gracias a su eficiencia aerodinámica, si cuenta con un excelente sistema de control el pilotaje y los errores técnicos disminuyen drásticamente de tal manera que son capaces de llevar mayor cantidad de carga en largas distancia utilizando menos recursos. Por otro lado, son incapaces de hacer un despegue sin un mecanismo de impulso o pista y además no pueden mantenerse estáticos en un solo lugar durante el vuelo [17] [18] [19].

De ala rotatoria

Son aeronaves más conocidas en el ámbito comercial y de entretenimiento. Logran funcionar debido a la sustentación provocada por las hélices, su forma de mantenerse en el aire es diferente a las demás aeronaves, su versatilidad es una ventaja ya que logra el despegue y aterrizaje vertical de forma fácil, pero su limitación se encuentra en las bajas velocidades que se puede lograr y la autonomía de vuelo que proporciona [19] [20] [21].

Configuración mixta

Esta configuración es muy común encontrar actualmente en los drones que poseen adaptaciones para tareas específicas, ya que se combinan los tipos de aeronaves

mencionados anteriormente para mejorar sus características, con la única desventaja que, al no ser un sistema adaptado propia de la aeronave, la pérdida de potencia es inevitable y presenta problemas durante el control de vuelo [22].

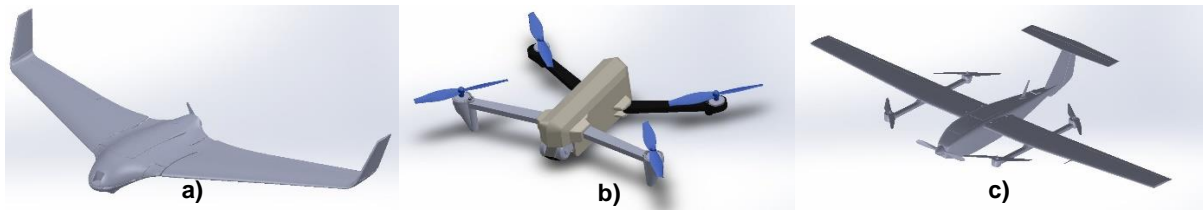


Figura 1.1. Clasificación de los UAVs según el tipo de ala. a) Ala fija b) Alas rotatorias c) Configuración mixta.

(Fuente: propia)

Sistemas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)

VTOL Convencionales

Estos sistemas son muy comunes por su bajo costo y facilidad al momento de implementarlos en un UAV. Consiste en adaptar el fuselaje de un dron de ala fija a un cuadracóptero, implementando así dos tubos en las alas con un motor en cada extremo como se observa en la figura 1.2. Este diseño requiere pocos recursos y cálculos, además es eficaz para terrenos donde es complicado el aterrizaje de un UAV de ala fija. El gran problema que surge al implementar este sistema es la existencia de pérdidas en el aspecto aerodinámico del UAV; interfiriendo con la superficie de las alas fijas y perdiendo eficiencia de vuelo en condiciones de energía y tiempo de vuelo [23].



Figura 1.2. Liondrone VTOL.

(Fuente: [23])

Tilting Rotor

Esta estructura posee varios motores, un motor en el centro de cada ala fija, propulsando al UAV de manera vertical desde su despegue hasta alcanzar una altura requerida. Al momento

de llegar a dicha altura los motores ganan la suficiente potencia para impulsar al UAV de manera vertical, y el sistema tilting rotor gira 90° propulsando hacia adelante al objetivo. Se considera este sistema como simple y eficaz al momento de implementarlo, el problema surge en la complejidad de programar el sistema de control para manejar la rotación de estos motores [24].



Figura 1.3. Tilting Rotor VTOL, German Drones.

(Fuente: [24])

Tail Sitter

Este sistema VTOL cuenta con la principal característica de colocar su cola sobre el terreno en el despegue y aterrizaje, de ahí proviene su nombre cuidador de cola (tail sitter en inglés). Es el sistema más simple dentro de los VTOL debido a que no necesita actuadores extra para sus maniobras, entre las ventajas más destacadas se encuentran las múltiples configuraciones de rotores dentro del modelo [25]. La ventaja de usar este sistema es la habilidad del despegue y aterrizaje vertical, como también alta velocidad de crucero y mejoramiento de resistencia al aire [26]



Figura 1.4. Tail sitter UAV modelo T-Wing utilizado para aplicaciones civiles.

(Fuente: [27])

Por otro lado, encontramos desventajas y limitaciones, solo pocos intentos alrededor del mundo han podido implementar con éxito este sistema sin añadir equipo extra, de modo que este sistema se limita a su uso bajo condiciones controladas de turbulencias [28].

Al igual que el resto de los sistemas VTOL, este tipo de aeronaves evita el uso de catapultas, paracaídas y airbags para el aterrizaje, sus bajos requerimientos para su operabilidad dentro de áreas pequeñas de trabajo permiten obtener grandes ventajas frente a los otros sistemas, disminuyendo la falta de desempeño en términos de velocidad, rango de vuelo y resistencia, todo esto porque gasta todos sus recursos de forma más eficiente. Todas sus ventajas se enfrentan a la única desventaja de vulnerabilidad frente a factores meteorológicos y topológicos. Al hablar de UAVs pequeños, existe la gran posibilidad de ser desequilibrados tanto por el fuerte viento, como por la inclinación del terreno [27].

Sistema VTOL de cuchillas cicloidales y propelas de hélices de ventilador (Cycloidal Blades and Fan Wing Propellers)

Este sistema combina el uso de cuchillas cicloidales y hélices de ventilador para brindar capacidades a la aeronave en el despegue y aterrizaje vertical. A pesar de que son elementos muy diferentes, las estructuras tradicionales en las que se encuentran montados son similares. El principio de funcionamiento de las cuchillas cicloidales se conoce hace más de 100 años, pero su implementación es demasiado complicada debido al peso de la estructura, la eficiencia de propulsión y la estabilidad. Su desarrollo es ínfimo, pero gracias al progreso obtenido en los sistemas de control de vuelo modernos ahora ya es posible establecerlo como el sistema de propulsión en un sistema VTOL. Las ventajas más notorias frente a otras alternativas es su alta eficiencia, ahorro de energía, maniobrabilidad, carga útil y no se detiene a pesar de la velocidad de crucero baja. [29]



Figura 1.5. Configuración y renderizado del VTOL combinando cuchillas cicloidales y propelas de hélices de ventilador.

(Fuente: [29])

La figura 1.5 muestra la perfecta integración entre métodos de control modernos con elementos mecánicos innovadores, de esta forma se logra la integración entre el sistema de cuchillas cicloidales y alas coaxiales rotatorias, como resultado se obtiene la activación o

desactivación de cualquiera de los dos sistemas, acorde al plan de vuelo o el empuje vectorial necesario en cada acción.

Fuselajes

Es la parte más importante del UAV, de esta depende las características aerodinámicas que se obtendrá durante el vuelo. Tiene por objetivo recubrir y proteger toda la instrumentación electrónica e implementos suplementarios para un exitoso plan de vuelo. En el mercado nacional e internacional se pueden encontrar múltiples opciones, pero en esta sección solo se mencionará los más importantes.

Fuselaje UAV de ala fija

Estos drones poseen un fuselaje rígido y mucho más grandes en geometría que los multirotor, diseñado con un cuerpo central para sostener dos alas y una o varias propelas. Tiene un amplio rango de vuelo y buena estabilidad, por lo que es utilizado para mapeo e inspecciones en sectores con dificultad para acceder [30].



Figura 1.6. UAV de ala fija.

(Fuente: [30])

Fuselajes UAVs Multi Rotor

Tricopter

El fuselaje tricopter posee tres brazos y un motor sobre cada uno, estos están ubicados a 120° entre si aproximadamente. La mayor ventaja es que resulta muy económico, pero tiene grandes problemas de estabilidad por no ser simétrico [31].



Figura 1.7. Tricopter de motor eléctrico.

(Fuente: [31])

Quadcopter

Es uno de fuselajes de UAVs más utilizados en la actualidad, posee cuatro motores que generan una gran estabilidad, pero su estructura es muy frágil y si un motor se avería el UAV pierde estabilidad y por consecuencia cae.



Figura 1.8. Quadcopter de motor eléctrico.

(Fuente: [31])

Hexacopter

La mayoría de hexacópteros son fabricados con la base de un quadcopter agregando dos motores más. La gran ventaja es que puede soportar mayor peso, pero se implementa mayor material para la estructura de un hexacopter. Se tiene una menor probabilidad de fallo debido a la compensación existente por parte de los demás brazos al momento del fallo de alguno.



Figura 1.9. Hexacopter de motor eléctrico.

(Fuente: [31])

Sistema de control

El sistema de control hace referencia a los componentes que posibilitan el control de la aeronave de forma remota, además, permite al usuario intervenir sobre cada componente electrónico, todos ellos dotan al UAV VTOL de autonomía durante todas las fases de vuelo. Dentro del mercado internacional se puede encontrar sistemas desarrollados especiales para cada tipo de uso. El sistema de control posee dos partes: hardware y software. Debido a las condiciones de diseño y limitaciones de espacio se debe elegir en primer lugar el hardware a utilizar [32]. Muchos de estos hardware son adaptables a diferentes softwares, depende del diseñador la selección de una u otra opción, con el fin de obtener el máximo de beneficio de ambas partes.

Hardware

Cube pilot ecosystem - Tarjeta de control Pixhawk: También conocido como Cube Black es un sistema especialmente diseñado para equipos manufacturados que necesiten la integración del piloto automático dentro de sus características [33]. Se basa el desarrollo de Open Source junto con Community para lograr fiabilidad y validez de un núcleo con accesorio que logran apoyo masivo de la industria y comunidad tecnológica [34]. Al ser un sistema incorpora muchos elementos con sensores y actuadores para cada parte de la aeronave.

Navio2: Descrito como uno de los hardwares favoritos dentro de la industria al momento de controlar un UAV, debido a que funciona de forma íntegra en forma de escudo con cualquier Raspberry Pi (computadora pequeña con todos los puertos de comunicación integrados), además posee complementos como Debian OS para imágenes. Como característica principal de este software se menciona su ejecución en sistemas Linux, así como ventajas se tiene la migración de muchos controladores y softwares a este sistema operativo, protocolo de seguridad SSH durante el vuelo, compilación fácil de nuevos firmwares y el soporte de ArduPilot y PX4 que son los softwares más utilizados. Las limitaciones se basan en su alto costo en el mercado y requerimientos de elementos auxiliares para funcionar [35].

Beagle Bone Blue: Sistema completamente soportado por Linux, pero su hardware de complementos es muy limitado, a pesar de sus buenas características el gran problema es la sensibilidad al ruido generado por la estructura durante el vuelo. Igual que otros hardwares su campo de especialidad es los drones de alas rotatorias o híbridos [36].

Cube Pilot Ecosystem - The Cube Orange With ADSB: Similares características a cube pilot ecosystem black, ya que es una evolución de este. Su sistema ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) lleva tarjetas para mejorar ciertas características como los sensores y conexiones entre elementos, además permite la integración con los modelos antiguos. Por sus cualidades tiende a ser más caro y óptimo para industrias comerciales [37].

NAZA-M V2: Diseñado para ser un sistema de autopiloto para UAVs multirrotor, pero puede ser adaptado acorde a la necesidad del usuario. Compacto y optimizado para cualquier estructura, con módulos expandibles para funciones adicionales y control desde tierra. Se obtiene así un hardware completo de diseño todo en uno, con diferentes tipos de rotores soportados, asistente mediante smartphone, protección para niveles de voltaje, control de orientación inteligente, etc. Todas estas características logran un elevado desempeño dentro de las pruebas de campo [38].

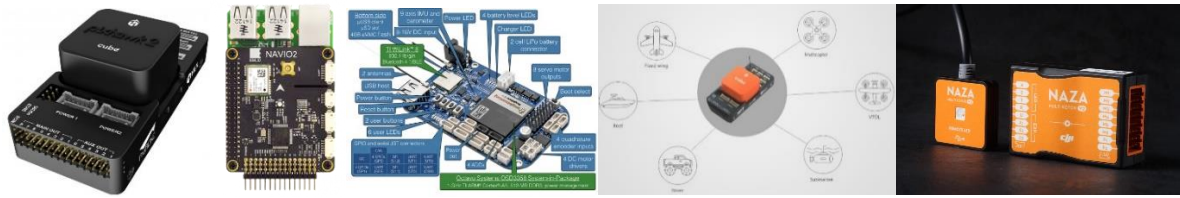


Figura 1.10. Hardwares disponibles para UAV. 1) Cube black. 2) Navio2. 3) Beagle Bone Blue. 4) The Cube Orange. 5) NAZA-M V2.

(Fuente: [33] [35] [36] [37] [38])

Software

ArduPilot: Ecosistema de software embebido gratuito que otorga la capacidad a un avión de ser autónomo, es útil porque los drones VTOL de alas fijas con diferentes configuraciones se incluyen dentro de su enfoque. Además, es muy útil para el despegue y aterrizaje en misiones complicadas, controlado por un Sistema de Control desde Tierra, su principal cualidad es su diseño de código abierto para aplicaciones individualizadas y de fácil uso [39].

PX4 autopilot: Software libre dedicado al desarrollo de drones y aeronaves no tripuladas, utilizado en un amplio rango de casos, en donde su implementación industrial provee flexibilidad en la configuración y soporte de hardware para cada vehículo. Permite además complementar el software con el hardware de forma escalable, su denominación deriva de Dronecode que es una organización sin fines de lucro, propia de desarrolladores de código abierto para vehículos aéreos bajo el entorno de Linux. Entre las características más destacables encontramos la arquitectura modular, código abierto, configurabilidad, avanzada autonomía y validada por entes reguladores de desarrollo tecnológico [40].

iNav: Software destinado para ser el autopiloto de drones de diferentes características, es una bifurcación de Betaflight que se enfoca en añadir funciones extra dentro de los UAVs. Trabaja juntamente con una amplia gama de controladores aéreos, realiza misiones usando puntos de referencia, soporta configuraciones de drones de ala fija y multirrotores, además, permite un fácil control autónomo de vuelo limpio GUI (Graphical User Interface) [41].

Sistema de propulsión

Es el sistema que usa la aeronave para desplazarse, para casos de aviación es el causante de la sustentación, el objetivo final de este sistema dentro de la aeronave es buscar un impulso limpio y aumentar la eficiencia. A pesar de existir muchas opciones al momento de seleccionar el sistema de propulsión para una aeronave, se debe tomar en cuenta el espacio disponible y la capacidad del dron en dónde se realiza la implementación [42].

Propulsión por motor eléctrico

Sistema que puede generar un par o torque necesario para provocar la sustentación de la aeronave, es dependiente de la energía eléctrica suministrada, por lo tanto, a menor tamaño de este el motor utilizado debe ser más pequeño. Sus principales componentes son: batería, motor, regulador y hélice. La batería es el elemento que almacena la energía química dentro de un contenedor, para mediante un proceso convertirla en energía eléctrica y ser utilizada, para drones se usa baterías LiPo que son baterías recargables, fáciles de utilizar y de poco mantenimiento [43]. Los motores son aquellos elementos mecánicos que mantienen girando las hélices en el aire, son suministrados de energía eléctrica que transforman en energía mecánica [44]. Las hélices son elementos formados por palas o álabes, hechos de diversos materiales, cumplen con el propósito de girar de forma acoplada alrededor de un eje y transmitir su energía cinética hacia un fluido para avanzar o retroceder respecto a un eje de referencia [44] [45]. Finalmente se tiene el regulador, que para el caso de drones con sistemas de control avanzado son parte del hardware instalado en el avión, y son los encargados de ajustar la velocidad de giro del motor.

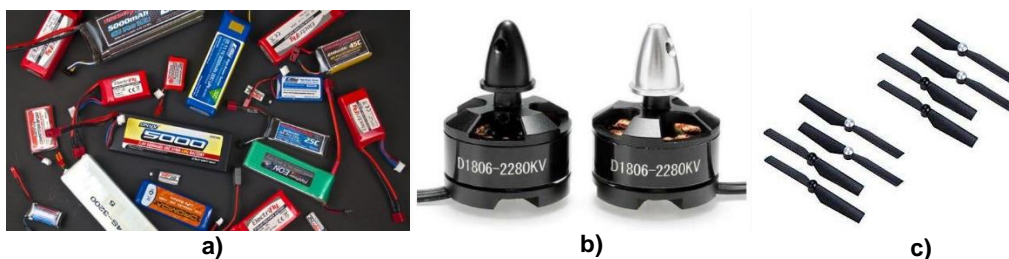


Figura 1.11. Partes del sistema de propulsión por motor eléctrico. a) Batería. b) Motor. c) Hélices.

(Fuente: [43] [44])

Proceso de manufactura para UAVs

En la actualidad existen varios procesos de manufactura para la fabricación de UAVs, dependiendo del funcionamiento que se les pretende dar. La mayoría de UAVs están diseñados para tener las siguientes características: resistencia a altas temperaturas, resistencia al impacto, que estén realizados de materiales ligeros, etc. A continuación, se describe los principales procesos que intervienen en la fabricación de un UAV:

Fabricación Aditiva

Este proceso consiste en depositar capa por capa de un material determinado (ejemplo: PLA) para obtener una pieza, conocida comúnmente como impresión en 3D. Este proceso se caracteriza por ofrecer una excelente eficiencia en la fabricación de piezas, a diferencia de otros procesos tradicionales que optan por una gran producción en masa de baja calidad. También es una gran opción al momento de conseguir conexiones más sencillas entre las

piezas que conforman un UAV. Principalmente el proceso es usado para piezas pequeña y con geometrías complejas [46].

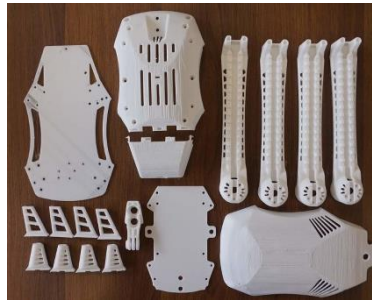


Figura 1.12. Piezas impresas en 3D.

(Fuente: [47])

Fabricación por extrusión

Este proceso de manufactura consiste en depositar material caliente (ejemplo: EPP) en un molde para que se solidifique, se obtienen piezas como fuselajes, alas y colas para un UAV. Este proceso se caracteriza porque puede fabricar piezas de gran volumen de forma fácil y rápida [48].



Figura 1.13. Fuselaje de SkyWalker fabricado por extrusión.

(Fuente: [49])

Fabricación por desbaste de material (manual)

Este proceso es uno de los más demorosos y antiguos, pero de los más económicos. Con este proceso se fabrica las partes principales de un UAV (alas, fuselaje o cola). Consiste en el desbaste o arranque de un material como madera, espuma Flex, etc., por medio de máquinas o herramientas (caladora, pulidora, taladro, lija, etc.) para la obtención de las partes mencionadas anteriormente de un dron. Este proceso es muy económico comparado a otros procesos, debido a que casi el 100 % es realizado por personas, las máquinas o herramientas son baratas y de fácil acceso.

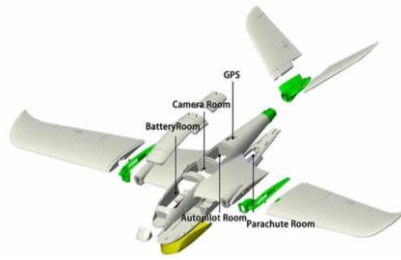


Figura 1.14. Partes de un UAV fabricado manualmente.

(Fuente: [49])

Recubrimiento de UAVs

El recubrimiento en UAVs es un proceso de manufactura, el cual permite mejorar las propiedades mecánicas en la superficie del UAV. Estos recubrimientos están confirmados por una matriz y un refuerzo que generan un material compuesto, este material evita el deterioro al paso del tiempo o ruptura de UAV por una gran fuerza de impacto al momento de operarlo. Aunque aumenta el peso con el recubrimiento, se tiene una gran ventaja en la mejora de las propiedades mecánicas de los materiales que confirman el UAV.

1.4. Benchmarking

Super Stoi VTOL

Esta aeronave adaptada a un sistema VTOL, entra en el área de aeronaves adaptadas de forma tradicional para aprovechamiento de sistemas de despegue y aterrizaje vertical en pistas cortas, con la utilización de materiales flexibles en sus uniones se evita la completa destrucción cuando ocurre algún choque. Al ser un prototipo con características especiales antes de su adaptación al sistema VTOL posee muchas ventajas como luces de navegación, tren de aterrizaje, aerodinámica optimizada, alto alcance de telemetría, etc. A pesar de poseer un alto nivel de automatización, aún es necesario capacitación e indicaciones de logística a los usuarios finales de este prototipo [50].



Figura 1.15. Aeronave SUPER STOL VTOL de AeroSeed Sky.

(Fuente: [50])

Tabla 1.1. Datos de la aeronave SUPER STOL VTOL Aeroseed Sky

| | | ESPECIFICACIONES TÉCNICAS | |
|------------------|---|-----------------------------------|-------------------------------|
| | | | |
| Origen | Ecuador | Tipo de motor | Eléctrico |
| Marca | Aeroseed Sky | Peso en vacío | 3.5 kg |
| Modelo | SUPER STOL VTOL | Máxima carga | 2.5 kg |
| Certificación | N/A | Máximo peso de despegue | <6.5 kg |
| Aplicación | Investigaciones dentro de áreas naturales de interés | Amperaje batería | 10-20 A |
| Vendedor | AEROSEED SKY | Opciones de despegue y aterrizaje | Sistema VTOL y tren de rodaje |
| Precio | ~\$4.500,00 | Dimensión ala y fuselaje | 2.2m y 1.1m |
| Material | Compuesto | Tiempo de vuelo | 1 h |
| Elementos extras | Catapulta, flotadores y paracaídas. | Rango de vuelo | 80km |
| Configuración | Sistema VTOL convencional adaptado con 4 motores eléctricos | Velocidad máxima | 30 m/s |
| | | Alcance telemetría | 5-20 km |
| | | Altura máxima | 5.5 km |

(Fuente: [50])

Makeflyeasy Striver Mini

Este tipo de aeronave de ala fija adaptada de forma tradicional a un sistema VTOL tiene su principal ventaja dentro del mapeo de terrenos, posee también características asociadas a seguridad y estabilidad. Sus distribuidores en el mercado destacan la fácil forma de ensamble que otorga este UAV y perfecta relación entre la aerodinámica con la posición de las alas a lo largo de las etapas de vuelo [51].



Figura 1.16. Aeronave Makeflyeasy Striver mini.

(Fuente: [51])

Tabla 1.2. Datos de la aeronave Makeflyeasy Striver mini.

| | | ESPECIFICACIONES TÉCNICAS | |
|------------------|--|-----------------------------------|---------------------|
| | | | |
| Origen | China | Tipo de motor | Eléctrico |
| Marca | MFE | Peso en vacío | 6.5 kg |
| Modelo | Makeflyeasy Striver mini | Máxima carga | 1 kg |
| Certificación | N/A | Máximo peso de despegue | <7.5 kg |
| Aplicación | Transporte de levantamiento aéreo y mapeo | Amperaje batería | 16-25A |
| Vendedor | BangFPC Store | Opciones de despegue y aterrizaje | Aterrizaje vertical |
| Precio | \$ 748 - 1747 | Dimensión ala y fuselaje | 2.10 m y 1.2 m |
| Material | EPO, EVA, fibra de carbón, plástico ingenieril | Tiempo de vuelo | 82 min |
| Elementos extras | Soportes de mecanismos y cámaras | Rango de vuelo | 82-127 km |

| | | | |
|---------------|---|--------------------|-----------|
| Configuración | Sistema VTOL tilting rotor adaptado con 4 motores | Velocidad máxima | 18-21 m/s |
| | | Alcance telemetría | 95 km |
| | | Altura máxima | 4500 m |

(Fuente: [51])

Foxtch Loong 2160 VTOL

Esta aeronave considera de rápido ensamble posee características únicas para un alto desempeño, suele utilizarse por lo general para inspección de grandes áreas gracias a sus cámaras especiales. Al igual que otras aeronaves es controlada desde una base inteligente en tierra, pertenece al grupo de UAVs VTOL de configuración adaptada tipo cuadracóptero y con 4 varillas delgadas para su asentamiento [52]



Figura 1.17. Aeronave Foxtch Loong 2160 VTOL.

(Fuente: [52])

Tabla 1.3. Datos de la aeronave Foxtch Loong 2160 VTOL.

| | | | |
|------------------|---|-----------------------------------|---------------|
| Origen | China, Tianjin | ESPECIFICACIONES TÉCNICAS | |
| Marca | Foxtch | Tipo de motor | Eléctrico |
| Modelo | Loong 2160 | Peso en vacío | 3.8 kg |
| Certificación | High-tech Enterprise Certificate | Máxima carga | 1.3 kg |
| | | Máximo peso de despegue | 8 kg |
| Aplicación | Vigilancia y uso militar | Amperaje batería | 3.3-5.3 A |
| Vendedor | Foxtch | Voltaje | 24 V |
| Precio | \$759-5909 | Opciones de despegue y aterrizaje | VTOL |
| Material | EPO y tubos de carbono | Dimensión ala y fuselaje | 2.1 m y 1.2 m |
| Elementos extras | Cámaras especiales (cardán) | Tiempo de vuelo | 95 min |
| Configuración | Sistema VTOL tilting rotor adaptado con 4 motores | Rango de vuelo | - |
| | | Velocidad máxima | 18-20 m/s |
| | | Alcance telemetría | 10 km |
| | | Altura máxima | 3000 |
| | | | |

(Fuente: [52])

Foxtch Nimbus V2 VTOL

El UAV denominado Nimbus V2 tiene características muy distintivas del resto de prototipos debido a sistema VTOL propio de la aeronave, es la evolución del modelo Nimbus Mapping, la actualización en los servos para la colocación de tilting rotors permite obtener las habilidades de un helicóptero para misiones complicadas, así se estabiliza mejor y vuela en condiciones de viento fuerte [53].



Figura 1.18. Aeronave Foxtech Nimbus V2 VTOL.

(Fuente: [53] [54])

Tabla 1.4. Datos de la aeronave Foxtech Nimbus V2 VTOL.

| Origen | China, Tianjin | ESPECIFICACIONES TÉCNICAS | |
|------------------|--|-----------------------------------|-----------------|
| | | Marca | FOXTECH |
| Modelo | Nimbus VTOL V2 | Peso en vacío | 2.85 kg |
| Certificación | High-tech Enterprise Certificate | Máxima carga | 0.8 kg |
| | | Máximo peso de despegue | <4.8 kg |
| Aplicación | Cartografía e inspección | Amperaje batería | 2.2-16 A |
| Vendedor | FOXTECH | Voltaje | 22.2 V |
| Precio | \$5.099,00 | Opciones de despegue y aterrizaje | VTOL automático |
| Material | EPO y tubos de carbono | Dimensión ala y fuselaje | 1.8 m y 1.3 m |
| Elementos extras | Cámara de mapeo y otros equipos | Tiempo de vuelo | - |
| | | Rango de vuelo | - |
| Configuración | Sistema VTOL tilting rotor optimizado de 3 motores | Velocidad máxima | 35 m/s |
| | | Alcance telemetría | 8 km |
| | | Altura máxima | 3500 |

(Fuente: [54] [53])

Vtbird Tilt Rotor

La aeronave con 4 motores ubicados de forma simétrica es una de las pocas aeronaves en el mercado que posee una adaptación adecuada para un sistema VTOL y lograr así vuelos estables. Las dificultades presentadas por este prototipo radican en su apoyo para el despegue en lugares con alta inclinación, la distancia entre sus apoyos y los rotores son ideales para una pista de aterrizaje, pero en terrenos llenos de vegetación se convierte en un problema, además la cola de dicho modelo posee muy poca masa con fines de estabilización durante el vuelo horizontal, evitando interferir al momento del aterrizaje.



Figura 1.19. Aeronave VTBIIRD TILT ROTOR.

(Fuente: [55])

Tabla 1.5. Datos de la aeronave Vtbird tilt rotor.

| | | | |
|------------------|---|-----------------------------------|----------------------------------|
| Origen | China, Beijing | ESPECIFICACIONES TÉCNICAS | |
| Marca | XUWING | Tipo de motor | Eléctrico |
| Modelo | VTBIRD VTOL Aircraft | Peso en vacío | 5.35 kg |
| Certificación | Finwinghobby certification con manual de usuario | Máxima carga | 2.35 kg |
| Aplicación | Mapeo, rescate y topografía | Máximo peso de despegue | ~9 kg |
| Vendedor | XUWING/FINWING FPV UAV | Amperaje batería | 16000-22000 mah |
| Precio | \$ 600.00 | Voltaje | |
| Material | Estructura de EPO y fibra de carbono, tubos de fibra de carbono y aleación de aluminio proceso CNC. | Opciones de despegue y aterrizaje | Sistema VTOL sobre terreno plano |
| Elementos extras | Controlador de vuelo y dispositivos de configuración electrónica. | Dimensión ala y fuselaje | 1.6 m y 1.3 m |
| Configuración | VTOL con 2 tilting rotor y 2 motores en posición horizontal | Tiempo de vuelo | 95 min |
| | | Rango de vuelo | 112 km |
| | | Velocidad máxima | 18 m/s |
| | | Alcance telemetría | 90-120km |
| | | Altura máxima | ~3000 m |

(Fuente: [55])

2. METODOLOGÍA

2.1. Consideraciones de las especificaciones técnicas de la aeronave.

El diseño de este prototipo se basa en satisfacer las necesidades del laboratorio de UAVs de la Escuela Politécnica Nacional, así como la del grupo de investigación ATA que planea implementar esta aeronave a su grupo de drones de ala fija para la exploración de zonas de difícil acceso y recopilación de datos dentro de reservas naturales en el Ecuador.

2.2. Casa de la calidad

La Casa de la Calidad es un diagrama semejante a una casa, 1 utilizado para definir la relación existente entre los deseos de un denominado cliente y la capacidad de un producto, 2 Se trata de poner en práctica el Despliegue de la Función de Calidad (QFD) y se usa una matriz de planificación relacionando directamente lo que requiere el cliente y el nivel de satisfacción que la empresa/producto puede cumplir.

Voz del usuario

De acuerdo con las reuniones obtenidas con los representantes del Grupo ATA, se manifestaron los requerimientos y necesidades como usuarios de esta aeronave, las características solicitadas se detallan a continuación:

- Que funcione como un dron de ala fija con despegue y aterrizaje vertical
- Que sea de fabricación amigable con el medio ambiente
- Que resista golpes
- Que sea fácil para maniobrar
- Que resista al sol y duras condiciones climáticas
- Que tenga materiales de bajo costo
- Que sea semiautomático
- Que posea elementos de fabricación livianos
- Que emita pequeñas dimisiones
- Que presente alto tiempo de vuelo
- Que sea de fácil transporte
- Que lleve carga extra
- Que sea estético

Voz del ingeniero

Basado en las necesidades del cliente se plantean los criterios ingenieriles detallados a continuación:

- Funcionalidad
- Diseño ecológico
- Resistencia de materiales
- Sistema de control
- Materiales de recubrimiento
- Costo de fabricación
- Grado de automatización
- Peso
- Porcentaje de pérdidas
- Eficiencia energética
- Ensamblaje adaptativo
- Capacidad de carga
- Atractivo diseño

Análisis de la competitividad

En este punto es necesario la aclaración respecto al mercado nacional, en donde no se encuentra dispositivos o aeronaves propias para las condiciones locales. La única opción hasta este momento es la adquisición fuera del país y adaptarla a las condiciones antes mencionadas, sin embargo, se presenta a continuación una lista de aeronaves competidoras con mayor cumplimiento de requerimiento del cliente. Empleando una escala del 1 al 5 siendo 5 el satisfacer el 100% de las necesidades del usuario final.

- ✓ Competencia 1: Aeronave NIMBUS V2 VTOL, de origen chino, marca FOXTECH.
- ✓ Competencia 2: Aeronave VTBIRD VTOL TILT, de origen chino, marca XUWING.

Cada especificación técnica bajo la cual se realiza el análisis se encuentra detallado en la sección de Benchmarking de este trabajo.

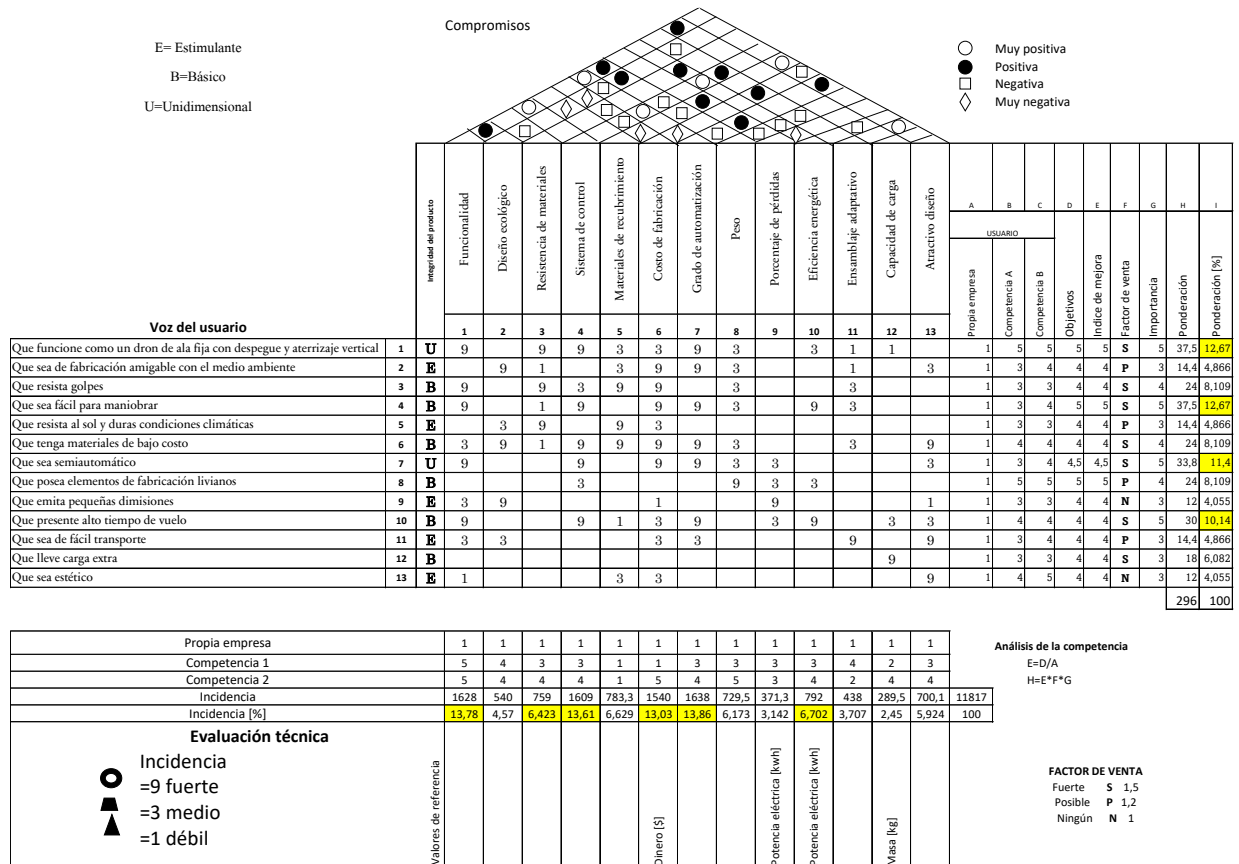


Figura 2.1. Casa de la Calidad.

(Fuente: Propia)

Justificación de la casa de la calidad

- La matriz del cuerpo de la casa de la calidad sirve para encontrar la relación entre las necesidades de un cliente y los criterios técnicos que establece un ingeniero. Traduciendo así los aspectos abstractos de la lista medible de aspectos técnicos. Se clasifica entre 0 y 9 la relación entre la necesidad con el criterio técnico (siendo 0: sin relación, 3: media relación, 9: alta relación). Tanto la clasificación y calificación se realiza con el criterio ingenieril grupal.
- El proyecto de diseño de una aeronave de ala fija con sistema VTOL, se encuentra en la etapa inicial, por lo tanto, se establece con 1 en la calificación correspondiente a la parte de requerimiento de cliente.
- Los objetivos referentes al diseño por parte de la empresa se realizan de forma ingenieril, basándose en la importancia de las necesidades. Se otorga una ponderación de 1 a 5 dónde 5 es una necesidad que se considera primordial.
- El índice de mejora se concentra en aquellos puntos primordiales y así se obtiene el orden de importancia de los aspectos técnicos.

- En el establecimiento de la escala de importancia de las necesidades del cliente, en base al criterio solicitado por parte del grupo ATA, colocando una ponderación a cada necesidad, siendo 5 muy importante.
- En resumen, una vez definidos los parámetros y ponderaciones sujetas de análisis de competitividad, se extrae la ponderación porcentual, de dónde se define las necesidades de mayor importancia en el análisis y diseño de la aeronave.

Resultados de la casa de la calidad

Análisis de la competencia

Basado en el análisis realizado a la competencia y de acuerdo con el porcentaje de ponderación mostrado y resaltado en la Casa de la Calidad, de los 13 requerimientos del usuario sobresalen 4 de mayor criticidad y sirven como guía en la orientación del esfuerzo grupal, así queda definido las necesidades primordiales como:

- Que funcione como un dron de ala fija con despegue y aterrizaje vertical
- Que sea fácil para maniobrar
- Que sea semiautomático
- Que presente un moderado tiempo de vuelo

Comparación técnica

La comparación técnica determina la incidencia de cada una de las características técnicas establecidas por parte del ingeniero para satisfacer la necesidad del usuario. El porcentaje de incidencia señala que las características de mayor importancia son:

- Funcionalidad: Velocidad de funcionamiento[m/s]
- Resistencia de materiales [Pa]
- Sistema de control
- Costo de fabricación: Dinero [\$]
- Eficiencia energética: Potencia eléctrica [Kwh]

Compromisos técnicos

Determina la relación entre las especificaciones técnicas y la influencia de cada especificación respecto a las demás. Se obtiene de la casa de la Calidad:

- La funcionalidad posee una relación positiva respecto al sistema de control y grado de automatización, esto ocurre debido a que si se implementan estos la funcionalidad será excelente y puede cumplir fácilmente con cualquier tarea indicada por el usuario.
- El diseño ecológico tiene una relación negativa frente a los materiales de recubrimiento y los costos de fabricación. Mientras más materiales de recubrimiento se empleen el prototipo final no cumplirá como diseño ecológico. Los costos de fabricación se incrementan ya que significa mayor uso de materiales para su fabricación.
- El costo de fabricación posee un impacto muy negativo en el grado de automatización, el costo incrementa a medida que se implementa un mejor grado de automatización, frente a esta situación es necesario buscar un equilibrio entre estos dos aspectos ya que son los determinantes en el diseño.
- El peso tiene influencia negativa frente a la eficiencia energética, se busca un modelo de menor peso para el menor desgaste de la fuente de alimentación eléctrica.
- El ensamblaje adaptativo tiene un impacto positivo frente a un atractivo diseño, mayor facilidad de traslado y armado del prototipo significa un diseño más interesante.

2.3. Especificaciones técnicas

Tabla 2.1. Especificaciones técnicas de la aeronave (referencial).

| | | | | |
|--|--|---------|-----|---|
| Organización cliente: Grupo de Investigación ATA | Producto: Vehículo aéreo no tripulado (UAV) de ala fija con sistema de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) | | | Fecha: 15 de diciembre del 2021 |
| Diseñadores | | | | Página 1 |
| Sarango Juan Quinteros Mauricio | | | | |
| Concepto | Fecha | Propone | R/D | Descripción |
| Función | 15/12/2021 | C, I | R | Despegar y aterrizar de forma vertical en terrenos poco favorables; Conservar todas las propiedades del UAV de ala fija; Obtención de máxima eficiencia durante todas las etapas de vuelo |
| Energía | 15/12/2021 | C, I | R | Energía eléctrica; Motor eléctrico (Rango de voltaje) |
| Capacidad de carga | 15/12/2021 | I | R | 1 kg máximo |

| | | | | |
|-------------------------|------------|------|---|--|
| Grado de automatización | 15/12/2021 | C | R | Dual; Automático con planes de vuelo; Manual en casos extremos |
| Materiales | 15/12/2021 | C, I | R | EPS y XPS como estructura base Recubrimiento de fibra de carbono (alternativa papel KRAFT) PLA, ABS; componentes adaptativos |

(Fuente: Propia)

Propone: C= Cliente; I=Ingeniería.

R/D: R=Requerimiento; MR=Modificación Requerimiento; NR= Nuevo Requerimiento; D=Deseo.

2.4. Análisis funcional

Cada sistema que se desea fabricar o diseñar cuenta con un análisis funcional, cuyo objetivo es clasificar o enlistar como su nombre lo describe las funciones de dicho proyecto a ser desarrollado.

Función Global

Nivel 0

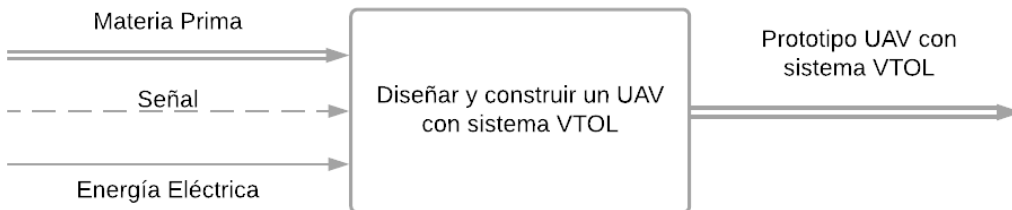


Figura 2.2. Función Global, Nivel 0.

(Fuente: Propia)

La función global que se indica en la figura 2.2 es denominado el Nivel 0, debido a que se presentan tres variables principales para cumplir una determinada función y obtener un proceso final. Las tres principales variables son: espuma de alta densidad denominado materia prima, todo el sistema eléctrico controlado por computador denominado señal y la energía eléctrica que es la que permite realizar todos los procesos para cumplir la función. La función es la idea principal que se desea obtener de este proyecto, el cual consiste en diseñar

y construir un prototipo de UAV con un sistema VTOL ayudado de las tres variables principales descritas anteriormente. Finalmente, el proceso final se obtiene el prototipo de UAV con sistema VTOL fabricado con materiales del laboratorio de UAVs desde cero.

Materia prima:

Determinación de la estructura funcional

Nivel 1

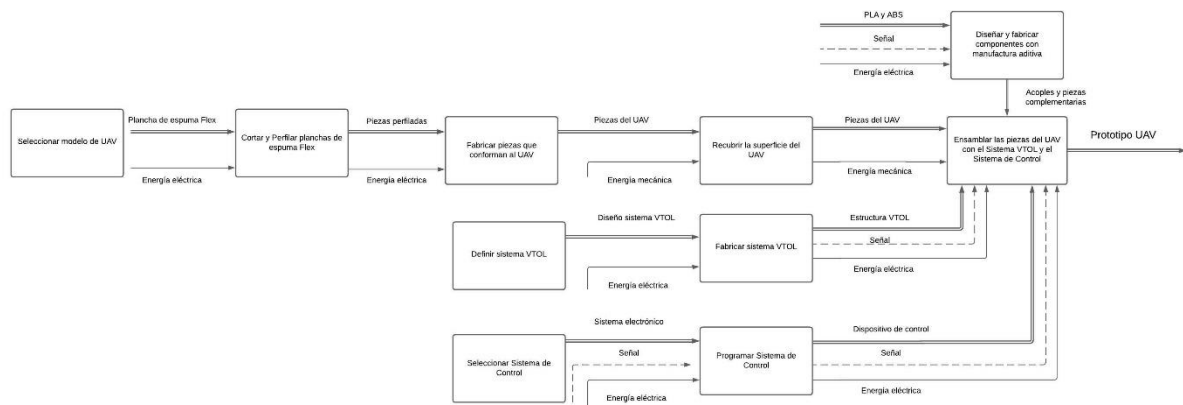


Figura 2.3. Estructura Funcional, Nivel 1.

(Fuente: Propia)

La estructura funcional se encarga de describir más a detalle las variables, funciones y resultados que se realizan dentro de todo el proceso para el diseño y fabricación del UAV como se puede ver en la figura 2.3. Este Nivel 1 tiene varias funciones que cumplir y donde se ven afectadas por variables en cada una, pero de las principales funciones se tiene: la manufactura para la construcción de prototipo UAV, la selección y fabricación del sistema VTOL y la designación del sistema de control para la automatización del UAV. Para llevar a cabo este proceso se involucran variables como: materiales para la construcción del fuselaje, energía eléctrica para los diferentes procesos de fabricación y manejo del UAV, y la señal que permite controlar y monitorear desde un computador el UAV.

Modulación

Mencionado anteriormente existen funciones que sobresalen de otras y en las cuales se pueden categorizar como módulos, a partir de estos módulos se generan alternativas para seleccionar la solución más adecuada en cada uno de estos. Llegando a tener una solución final con la mejor alternativa de cada módulo, estos módulos son:

Módulo 1: Fabricar aeronave.

Módulo 2: Seleccionar y fabricar sistema VTOL.

Módulo 3: Implementar sistema de control y auxiliares en el UAV.

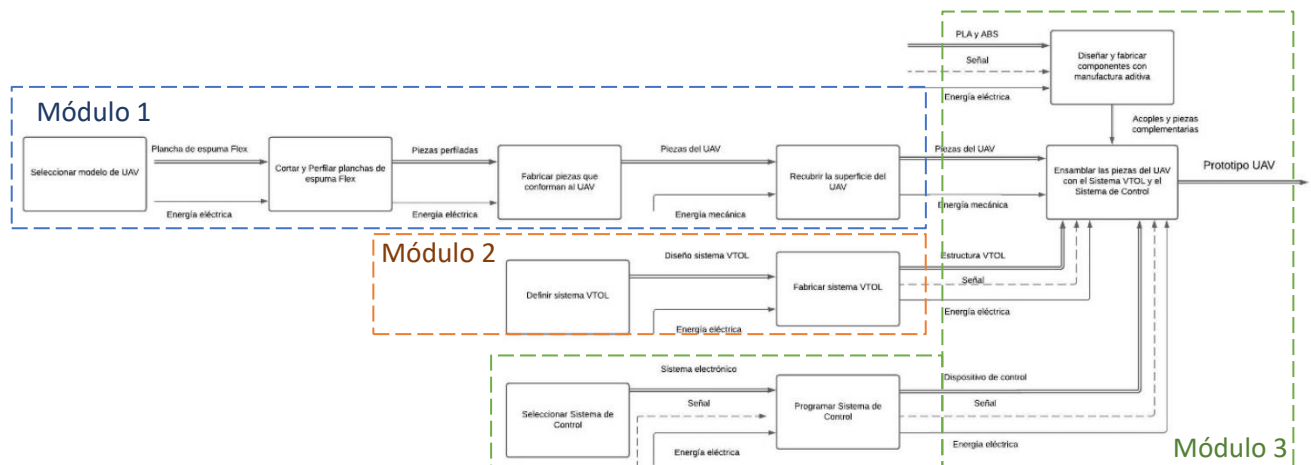


Figura 2.4. Estructura de modulación.

(Fuente: Propia)

2.5. Soluciones para cada módulo

Módulo 1

Se encarga de realizar las siguientes subfunciones: Seleccionar modelo de aeronave, cortar y perfilar planchas de espumaflex, fabricar piezas que conforman el UAV, recubrir la superficie del UAV.

Seleccionar modelo de aeronave

Solución 1: Modelo Event 386

Ventajas

- Gran estabilidad al planear frente a fuertes corrientes de aire.
- Facilidad en el intercambio de elementos utilizados para el mapeo de grandes zonas.
- Resistencia para volar con peso extra.
- Facilidad de modificar su estructura para fines de estudio.

Desventajas

- Dificultad para la adaptación de sistemas auxiliares.
- El transporte del prototipo ensamblado es dificultoso.

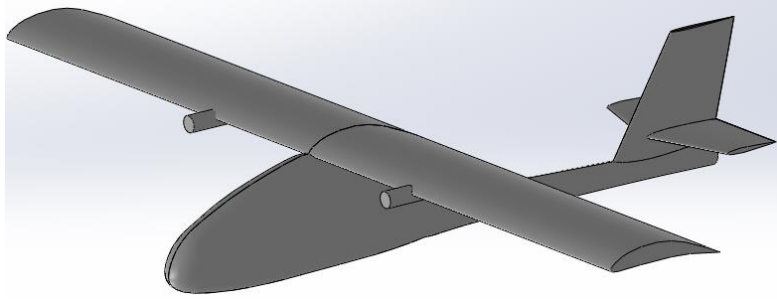


Figura 2.5. CAD Event 386.

(Fuente: Propia)

Solución 2: Modelo UAV Skywalker

Ventajas

- Alta tolerancia a la modificación de su estructura.
- Posee espacio extra para la implementación de elementos secundarios.
- Excelentes propiedades aerodinámicas.

Desventajas

- Baja estabilidad para volar con grandes corrientes de aire.
- Se necesita un motor con gran potencia para ser elevado.
- Consume demasiada energía debido al peso de su estructura.

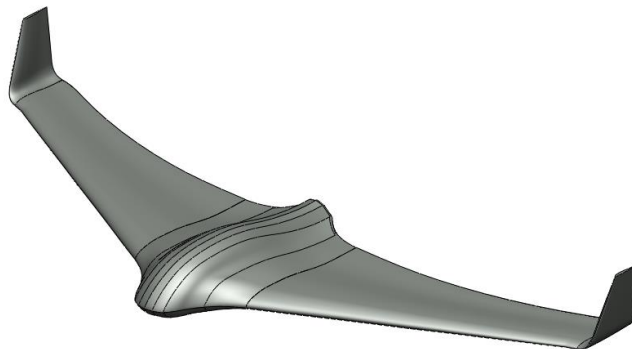


Figura 2.6. CAD Skywalker.

(Fuente: Propia)

Cortar y perfilar las planchas de espumaflex

Solución 1: Mesa de corte

Ventajas

- Eficiente.
- No necesita un operador con gran experiencia.

- Fácil mantenimiento.
- Prolongada vida útil.

Desventajas

- Difícil calibración.
- Velocidad baja de corte.



Figura 2.7. Mesa de corte.

(Fuente: Propia)

Solución 2: Cortadora CNC

Ventajas

- Mayor precisión en el corte y en las dimensiones.
- Mayor rapidez de corte para fabricaciones en serie.
- Menor desperdicio del material debido a su precisión.

Desventajas

- Costo elevado al adquirir la máquina CNC.
- Gran consumo de energía.

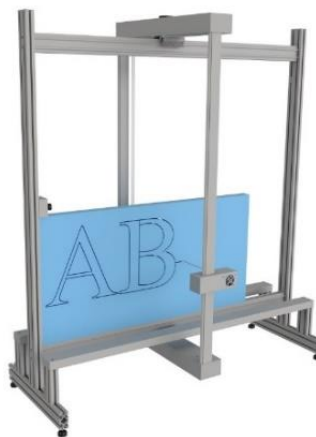


Figura 2.8. Cortadora CNC.

(Fuente: [56])

Fabricar piezas que conforman el UAV

Solución 1: Impresión 3D

Ventajas:

- Tiene una gran precisión en la superficie de acabado.
- Facilidad de fabricar piezas complejas.
- Menor tiempo de fabricación.

Desventajas:

- Proceso costoso por material y equipo.
- No se puede fabricar piezas con grandes dimensiones.

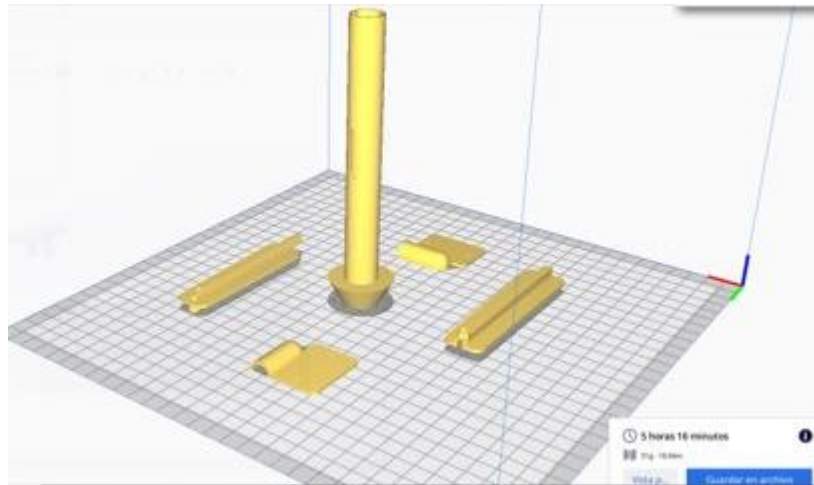


Figura 2.9. Fabricación de piezas con impresión 3D.

(Fuente: propia)

Solución 2: Procesos de manufactura (manual)

Ventajas:

- Se puede fabricar piezas con grandes dimensiones.
- Se puede trabajar con una gran variedad de materiales.

Desventajas:

- El proceso de fabricación es demoroso y complejo.
- Se necesita más de una persona para el trabajo.



Figura 2.10. Fabricación de piezas manualmente.

(Fuente: propia)

Recubrir la superficie del UAV

Solución 1: Recubrimiento con estructura tipo Sándwich

Ventajas

- Se tiene una gran adherencia entre los dos materiales.
- Facilidad al realizar el proceso de recubrimiento.
- No se incrementa mucho el peso.
- Gran aislamiento térmico y acústico.

Desventajas

- Costos altos de materiales para recubrimiento.
- Difícil moldeo en geometrías complejas.



Figura 2.11. Recubrimiento tipo Sándwich.

(Fuente: propia)

Solución 2: Recubrimiento con estructura tipo monolítica.

Ventajas

- Soporta grandes cargas.
- Fácil recubrimiento de geometrías complejas.

Desventajas

- El incremento de peso es muy elevado.
- Gran complejidad en el proceso de recubrimiento.

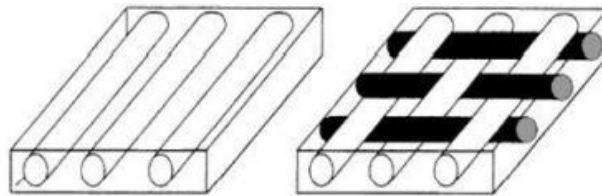


Figura 2.12. Recubrimiento tipo monolítico.

(Fuente: propia)

Módulo 2

Este módulo realiza las siguientes subfunciones: Definir sistema VTOL, fabricar sistema VTOL.

Definir sistema VTOL

Solución 1: Tricóptero.

Ventajas

- Menor peso extra en el UAV.
- Buena estabilidad al ascender y descender.
- Fácil fabricación.

Desventajas

- Menor potencia para elevar peso extra.
- Desestabilización ante fuertes ráfagas de aire.

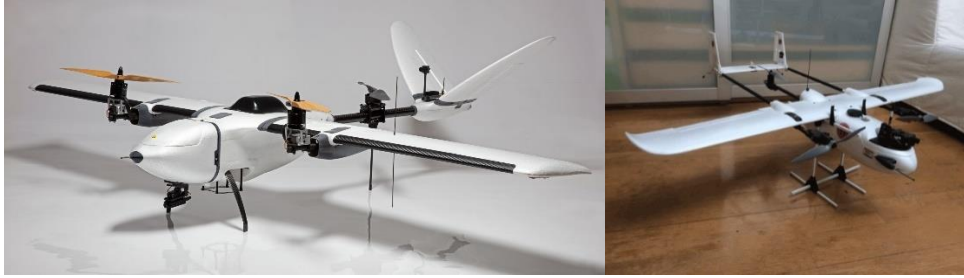


Figura 2.13. Sistemas VTOL tricópteros.

(Fuente: [54])

Solución 2: Cuadricóptero.

Ventajas

- Gran estabilidad en el aire ante fuertes vientos.
- Buena potencia para incrementar peso extra

Desventajas

- Incremento de peso sobre el UAV.
- Mayor consumo de energía.



Figura 2.14. Sistemas VTOL cuadricópteros.

(Fuente: [54])

Fabricar sistema VTOL

Solución 1: Método Híbrido

Ventajas

- Combinación de procesos de manufactura que reduce el tiempo de fabricación.
- Combinación de materiales de fabricación local.
- Facilidad en el diseño mecánico acorde a la necesidad.

Desventajas

- Costos elevados.
- Complejidad en la fabricación del sistema.

- El proceso debe ser concatenado para ser exitoso.



Figura 2.15. Ensamblaje de un sistema VTOL.

(Fuente: propia)

Módulo 3

El último módulo se encarga del mayor número de funciones las cuales son: Seleccionar sistema de control, programar sistema de control, diseñar y fabricar componentes con manufactura aditiva, ensamblar las piezas del UAV con el sistema VTOL y el sistema de control.

Seleccionar sistema de control (hardware)

Solución 1: Cube pilot ecosystem

Ventajas

- Se puede escoger entre diferentes variantes y funcionalidades.
- Es adaptable al código abierto con alta fiabilidad.
- Permite mejoras de características.
- Integra sensores y actuadores de anteriores versiones sin inconvenientes.

Desventajas

- Es de uso exclusivo para equipos manufacturados.
- Se necesita un experto para su instalación.

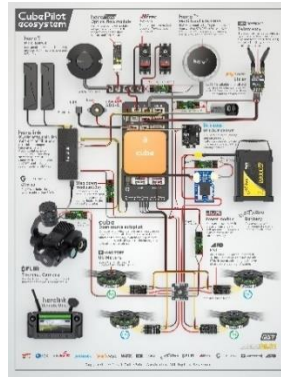


Figura 2.16. Diagrama CubePilot Ecosystem.

(Fuente: [57])

Solución 2: Navio2

Ventajas

- Adaptabilidad al código abierto desarrollado por organizaciones privadas.
- Posee complementos para el mejoramiento de imágenes.
- Permite el soporte de varios softwares de licencia abierta.

Desventajas

- Depende de un pequeño cerebro integrado para su pleno funcionamiento.
- Alto costo en el mercado.

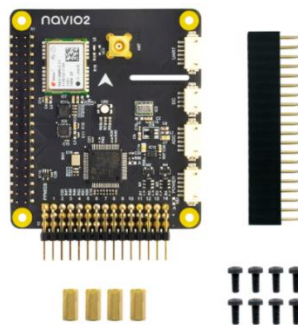


Figura 2.17. Placa navio2.

(Fuente: [58])

Programar sistema de control (software)

Solución 1: PX4 Autopilot

Ventajas

- Es utilizado en un amplio rango de aeronaves.

- Provee un estándar para la configuración de características de forma escalable para UAVs.
- Sistemas integrados y desarrolladores aficionados.

Desventajas

- El desarrollo es complicado y difícil de navegar.
- Basado completamente en el entorno de Linux.



Figura 2.18. Simulador soportado por PX4 Autopilot.

(Fuente: [59])

Solución 2: Ardupilot

Ventajas

- Brinda autonomía a una aeronave.
- Incluye variantes de sistemas VTOL dentro de sus características.
- Dota de cualidades individualizadas a cada aeronave.

Desventajas

- El código fuente debe ser adaptado por un profesional para cada caso.



Figura 2.19. Planeador de vuelo soportado por Ardupilot.

(Fuente: [60])

Diseñar y fabricar componentes con manufactura aditiva

Solución 1: Impresora 3D

Ventajas

- La obtención de piezas ocurre en un corto periodo de tiempo.
- El material utilizado es PLA o ABS dependiendo el propósito.
- Alta precisión dimensional en la fabricación.

Desventajas

- Difícil calibración de la máquina

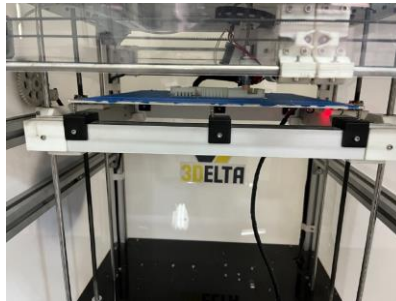


Figura 2.20. Impresora 3D Laboratorio de UAVs.

(Fuente: Propia)

Ensamblar las piezas del UAV con el sistema VTOL y el sistema de control

Solución 1: Método tradicional

Ventajas

- De bajo presupuesto.
- Fácil de realizar a baja escala de producción.

Desventajas

- Mayor incidencia en el error humano.
- Necesidad de personal capacitado para cada etapa.



Figura 2.21. Proceso de ensamblaje manual de prototipos de aeronaves en el laboratorio de UAVs.

(Fuente: Propia)

Solución 2: Proceso de manufactura automatizado

Ventajas

- Menor porcentaje de error.
- Alta velocidad de producción.

Desventajas

- Alto costo para implementar el proceso.

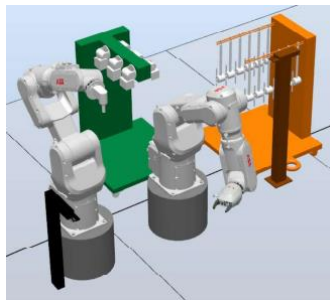


Figura 2.22. Estación de montaje automatizado de drones.

(Fuente: [61])

2.6. Selección de alternativas

Criterios de selección

Hace referencia a la toma de decisiones realizadas por el diseñador para elegir la mejor alternativa usando el método ordinal de criterios ponderados para cada módulo, como se indica a continuación:

- **Funcionalidad:** La aeronave debe desarrollar plenamente todas sus características de como UAV de ala fija integrado al despegue y aterrizaje vertical.
- **Operación:** El prototipo debe ser capaz de volar de forma autónoma, usando planes de vuelo. Además, en casos especiales tiene que ser manipulado de forma manual.
- **Manufactura:** El UAV necesariamente debe ser fabricado y ensamblado por personal del laboratorio y con materia prima de fácil acceso en el mercado nacional.
- **Costo:** El costo debe ser razonable, para abarcar así todos los aspectos importantes dentro de su fabricación.
- **Tiempo de vuelo:** La aeronave debe volar el máximo tiempo posible, alcanzando al menos el 75% de tiempo promedio obtenido en el benchmarking.

Método ordinal corregido de criterios ponderados

Módulo 1

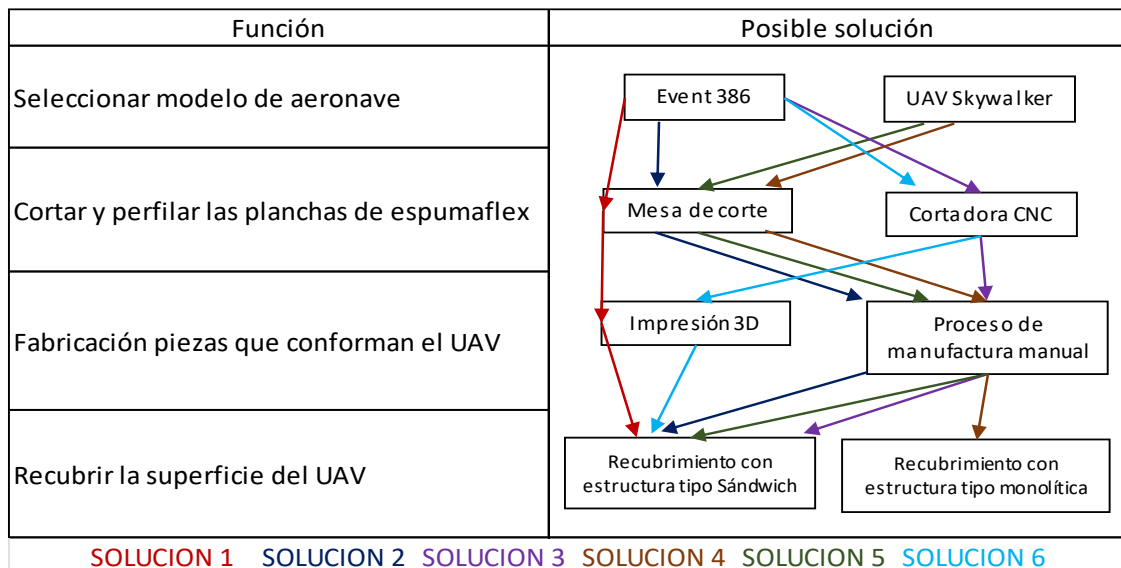


Figura 2.23. Alternativas posibles del Módulo 1.

(Fuente: Propia)

Evaluación del peso específico de cada criterio. Módulo 1.

Tabla 2.2. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|------------|-------------|
| Funcionalidad | | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 3 | 0,200 |
| Operación | 0,5 | | 1 | 0,5 | 1 | 4 | 0,267 |
| Manufactura | 0,5 | 0 | | 0,5 | 1 | 3 | 0,200 |
| Costo | 0,5 | 0,5 | 0,5 | | 0,5 | 3 | 0,200 |
| Tiempo de vuelo | 0,5 | 0 | 0 | 0,5 | | 2 | 0,133 |
| | | | | | Total | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

OPERACIÓN>FUNCIONALIDAD=MANUFACTURA=COSTO>TIEMPO DE VUELO

Evaluación del criterio específico funcionalidad.

Tabla 2.3. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 1.

| Funcionalidad | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | Solución 6 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|---------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 2 | 1 | | 1 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0,333 |
| Solución 3 | 0,5 | 0 | | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 4 | 0,5 | 0 | 0,5 | | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 1 | 6 | 0,400 |
| Solución 6 | 0,5 | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | | 1 | 0,067 |
| | | | | | | Total | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico operación.

Tabla 2.4. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 1.

| Operación | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | Solución 6 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 2 | 1 | | 1 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0,333 |
| Solución 3 | 0,5 | 0 | | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 4 | 0,5 | 0 | 0,5 | | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 1 | 6 | 0,400 |
| Solución 6 | 0,5 | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | | 1 | 0,067 |
| Total | | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico manufactura.

Tabla 2.5. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 1.

| Manufactura | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | Solución 6 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|--------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 2 | 1 | | 1 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0,333 |
| Solución 3 | 0,5 | 0 | | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 4 | 0,5 | 0 | 0,5 | | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 1 | 6 | 0,400 |
| Solución 6 | 0,5 | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | | 1 | 0,067 |
| Total | | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico costo.

Tabla 2.6. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 1.

| Costo | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | Solución 6 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|--------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 0,5 | 1 | 0 | 0 | 2 | 0,133 |
| Solución 2 | 1 | | 1 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0,333 |
| Solución 3 | 0,5 | 0 | | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 4 | 0 | 0 | 0,5 | | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 1 | 6 | 0,400 |
| Solución 6 | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0 | | 2 | 0,133 |
| Total | | | | | | | 17 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico tiempo de vuelo.

Tabla 2.7. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 1.

| Tiempo de vuelo | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | Solución 6 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 0,5 | 1 | 0 | 0,5 | 2 | 0,133 |
| Solución 2 | 1 | | 1 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0,333 |
| Solución 3 | 0,5 | 0 | | 0,5 | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 4 | 0 | 0 | 0,5 | | 0 | 0,5 | 1 | 0,067 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 1 | 6 | 0,400 |
| Solución 6 | 0,5 | 0 | 0,5 | 0,5 | 0 | | 1 | 0,067 |
| | | | | | | Total | 16 | 1 |

(Fuente: Propia)

Conclusiones de los criterios de selección.

Tabla 2.8. Tabla de conclusiones módulo 1.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | Σ | PRIORIDAD |
|------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|----------|-----------|
| Solución 1 | 0,01 | 0,02 | 0,01 | 0,03 | 0,02 | 1,09 | 3 |
| Solución 2 | 0,07 | 0,09 | 0,07 | 0,07 | 0,04 | 1,33 | 2 |
| Solución 3 | 0,01 | 0,02 | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 1,07 | 5 |
| Solución 4 | 0,01 | 0,02 | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 1,07 | 6 |
| Solución 5 | 0,08 | 0,11 | 0,08 | 0,08 | 0,05 | 1,40 | 1 |
| Solución 6 | 0,01 | 0,02 | 0,01 | 0,03 | 0,01 | 1,08 | 4 |
| | | | | | Total | 7,036 | |

(Fuente: Propia)

SOLUCION 5>SOLUCION 2>SOLUCION 1>SOLUCION 6>SOLUCION 3>SOLUCION 4

Módulo 2

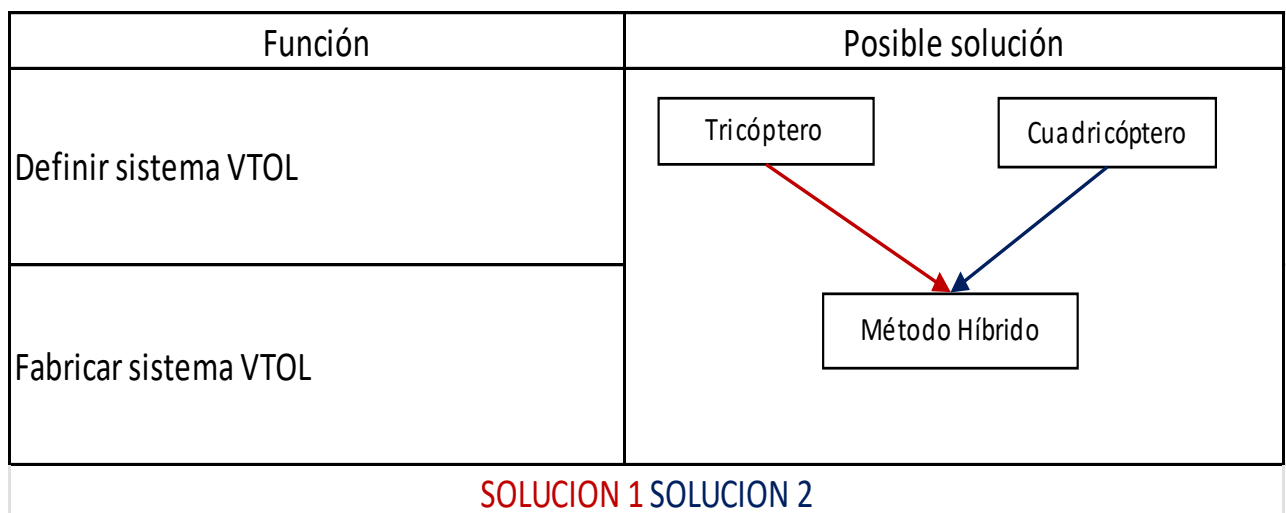


Figura 2.24. Alternativas posibles del Módulo 2.

(Fuente: Propia)

Evaluación del peso específico de cada criterio. Módulo 2.

Tabla 2.9. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio módulo 2.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|------------|-------------|
| Funcionalidad | | 0,5 | 1 | 0,5 | 1 | 4 | 0,267 |
| Operación | 0,5 | | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 3 | 0,200 |
| Manufactura | 0 | 0,5 | | 0,5 | 1 | 3 | 0,200 |
| Costo | 0,5 | 0,5 | 0,5 | | 0,5 | 3 | 0,200 |
| Tiempo de vuelo | 0 | 0,5 | 0 | 0,5 | | 2 | 0,133 |
| | | | | | Total | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

FUNCIONALIDAD>OPERACIÓN=MANUFACTURA=COSTO>TIEMPO DE VUELO

Evaluación del criterio específico funcionalidad.

Tabla 2.10. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 2.

| Funcionalidad | Solución 1 | Solución 2 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|----------------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 1 | 0,333 |
| Solución 2 | 1 | | 2 | 0,667 |
| | | Total | 3 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico operación.

Tabla 2.11. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 2.

| Operación | Solución 1 | Solución 2 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|------------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 1 | 0,333 |
| Solución 2 | 1 | | 2 | 0,667 |
| | | Total | 3 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico manufactura.

Tabla 2.12. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 2.

| Manufactura | Solución 1 | Solución 2 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|--------------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 1 | 2 | 0,667 |
| Solución 2 | 0 | | 1 | 0,333 |
| | | Total | 3 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico costo.

Tabla 2.13. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 2.

| Costo | Solución 1 | Solución 2 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|--------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 1 | 2 | 0,667 |
| Solución 2 | 0 | | 1 | 0,333 |
| | | Total | 3 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico tiempo de vuelo.

Tabla 2.14. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 2.

| Tiempo de vuelo | Solución 1 | Solución 2 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0,5 | 1,5 | 0,5 |
| Solución 2 | 0,5 | | 1,5 | 0,5 |
| | | Total | 3 | 1 |

(Fuente: Propia)

Conclusiones de los criterios de selección.

Tabla 2.15. Tabla de conclusiones módulo 2.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | Σ | PRIORIDAD |
|------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|----------|-----------|
| Solución 1 | 0,089 | 0,067 | 0,133 | 0,133 | 0,067 | 1,489 | 2 |
| Solución 2 | 0,178 | 0,133 | 0,067 | 0,067 | 0,067 | 1,511 | 1 |

(Fuente: Propia)

SOLUCION 2>SOLUCION 1

Módulo 3

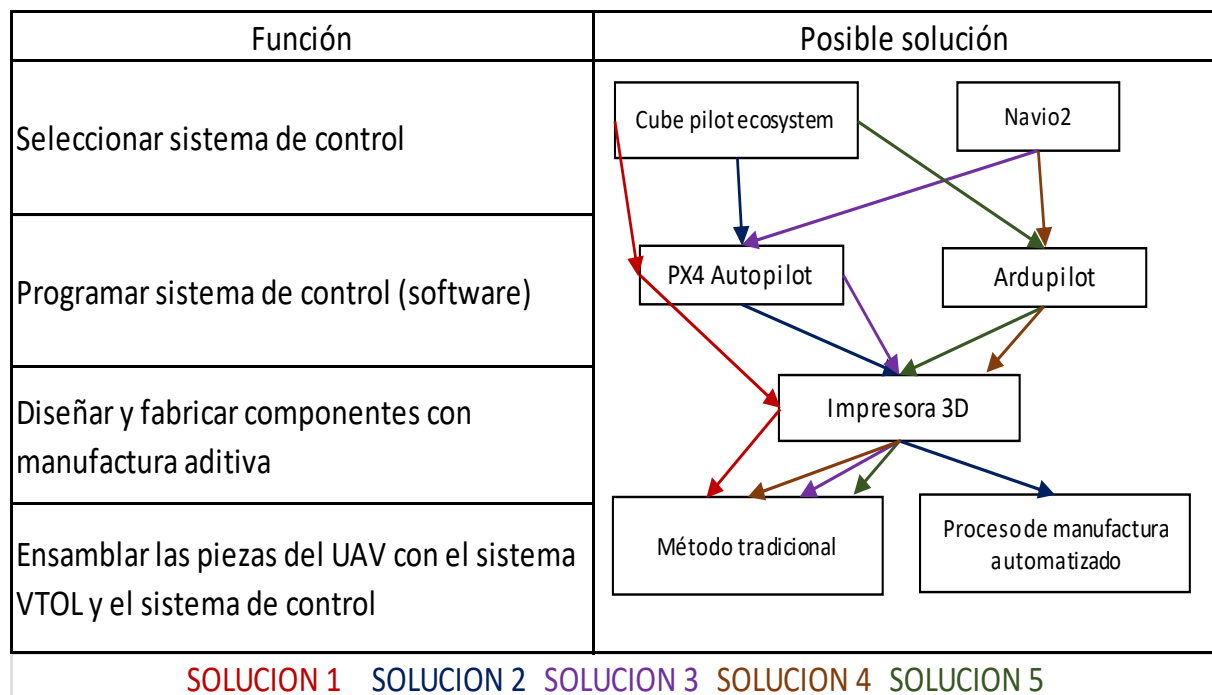


Figura 2.25. Alternativas posibles del Módulo 3.

(Fuente: Propia)

Evaluación del peso específico de cada criterio. Módulo 2.

Tabla 2.16. Tabla de evaluación del peso específico de cada criterio módulo 3.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|------------|-------------|
| Funcionalidad | | 1 | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 3,5 | 0,233 |
| Operación | 0 | | 0,5 | 1 | 0,5 | 3 | 0,200 |
| Manufactura | 0,5 | 0,5 | | 0,5 | 0 | 2,5 | 0,167 |
| Costo | 0,5 | 0 | 0,5 | | 0,5 | 2,5 | 0,167 |
| Tiempo de vuelo | 0,5 | 0,5 | 1 | 0,5 | | 3,5 | 0,233 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

FUNCIONALIDAD=TIEMPO DE VUELO>OPERACIÓN>MANUFACTURA=COSTO

Evaluación del criterio específico funcionalidad.

Tabla 2.17. Tabla de evaluación del criterio de funcionalidad módulo 3.

| Funcionalidad | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|----------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 1 | 1 | 1 | 0 | 4 | 0,27 |
| Solución 2 | 0 | | 0,5 | 0,5 | 0 | 2 | 0,13 |
| Solución 3 | 0 | 0,5 | | 1 | 0 | 2,5 | 0,17 |
| Solución 4 | 0 | 0,5 | 0 | | 0 | 1,5 | 0,10 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | | 5 | 0,33 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico operación.

Tabla 2.18. Tabla de evaluación del criterio de operación módulo 3.

| Operación | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 1 | 1 | 0,5 | 0,5 | 4 | 0,27 |
| Solución 2 | 0 | | 0 | 0,5 | 0 | 1,5 | 0,10 |
| Solución 3 | 0 | 1 | | 1 | 0 | 3 | 0,20 |
| Solución 4 | 0,5 | 0,5 | 0 | | 1 | 3 | 0,20 |
| Solución 5 | 0,5 | 1 | 1 | 0 | | 3,5 | 0,23 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico manufactura.

Tabla 2.19. Tabla de evaluación del criterio de manufactura módulo 3.

| Manufactura | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|--------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 3 | 0,20 |
| Solución 2 | 0,5 | | 0 | 0 | 0 | 1,5 | 0,10 |
| Solución 3 | 0,5 | 1 | | 1 | 1 | 4,5 | 0,30 |
| Solución 4 | 0,5 | 1 | 0 | | 0,5 | 3 | 0,20 |
| Solución 5 | 0,5 | 1 | 0 | 0,5 | | 3 | 0,20 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico costo.

Tabla 2.20. Tabla de evaluación del criterio de costo módulo 3.

| Costo | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 1 | 0 | 1 | 0 | 3 | 0,20 |
| Solución 2 | 0 | | 0,5 | 0,5 | 1 | 3 | 0,20 |
| Solución 3 | 1 | 0,5 | | 1 | 0 | 3,5 | 0,23 |
| Solución 4 | 0 | 0,5 | 0 | | 1 | 2,5 | 0,17 |
| Solución 5 | 1 | 0 | 1 | 0 | | 3 | 0,20 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Evaluación del criterio específico tiempo de vuelo.

Tabla 2.21. Tabla de evaluación del criterio de tiempo de vuelo módulo 3.

| Tiempo de vuelo | Solución 1 | Solución 2 | Solución 3 | Solución 4 | Solución 5 | $\Sigma+1$ | Ponderación |
|-----------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-------------|
| Solución 1 | | 0 | 1 | 1 | 0 | 3 | 0,20 |
| Solución 2 | 1 | | 0 | 1 | 0 | 3 | 0,20 |
| Solución 3 | 0 | 1 | | 0,5 | 0 | 2,5 | 0,17 |
| Solución 4 | 0 | 0 | 0,5 | | 0,5 | 2 | 0,13 |
| Solución 5 | 1 | 1 | 1 | 0,5 | | 4,5 | 0,30 |
| Total | | | | | | 15 | 1 |

(Fuente: Propia)

Conclusiones de los criterios de selección.

Tabla 2.22. Tabla de conclusiones módulo 3.

| Criterio | Funcionalidad | Operación | Manufactura | Costo | Tiempo de vuelo | Σ | Prioridad |
|------------|---------------|-----------|-------------|-------|-----------------|----------|-----------|
| Solución 1 | 0,06 | 0,05 | 0,03 | 0,03 | 0,23 | 1,416 | 2 |
| Solución 2 | 0,03 | 0,02 | 0,02 | 0,03 | 0,23 | 1,334 | 5 |
| Solución 3 | 0,04 | 0,04 | 0,05 | 0,04 | 0,23 | 1,401 | 3 |
| Solución 4 | 0,02 | 0,04 | 0,03 | 0,03 | 0,23 | 1,358 | 4 |
| Solución 5 | 0,08 | 0,05 | 0,03 | 0,03 | 0,23 | 1,424 | 1 |

(Fuente: Propia)

SOLUCION 5>SOLUCION 1>SOLUCION 3>SOLUCION 4>SOLUCION 2

2.7. Solución general

Módulo 1: Fabricar aeronave.

El primer módulo tiene seis posibles soluciones para la fabricación de UAVs. Estas soluciones son sometidas al método ordinal corregido de criterios ponderados, indicando con mayor prioridad la solución 5 y como segunda alternativa es la solución 2.

- Primera alternativa (Solución 5): UAV tipo Skywalker, fabricación por mesas de corte, procesos de manufactura manual, recubrimiento con estructura tipo sándwich.
- Segunda alternativa (Solución 2): UAV tipo Event 386, fabricación por mesa de corte, proceso de manufactura manual, recubrimiento con estructura tipo sándwich.

Módulo 2: Seleccionar y fabricar sistema VTOL.

El módulo dos contiene dos posibles soluciones y con el método antes mencionado indica que la solución 1 tiene mayor prioridad, como segunda opción queda la solución 2.

- Primera alternativa (Solución 2): VTOL tipo cuadricóptero, fabricación método híbrido
- Segunda alternativa (Solución 1): VTOL tipo tricóptero, fabricación método híbrido.

Módulo 3: Implementar sistema de control y auxiliares en el UAV.

El último módulo contiene cinco posibles soluciones y aplicando el mismo método como en los anteriores módulos se tiene que, la solución con mayor prioridad es la solución 5 y la segunda alternativa es la solución 1.

- Primera alternativa (Solución 1): Sistema de control Cube pilot ecosystem, Software PX4 Autopilot, impresión 3D, ensamble con método tradicional.
- Segunda alternativa (Solución 5): Sistema de control Cube pilot ecosystem, Software Ardupilot, impresión 3D, ensamble con método tradicional.

Alternativa 1

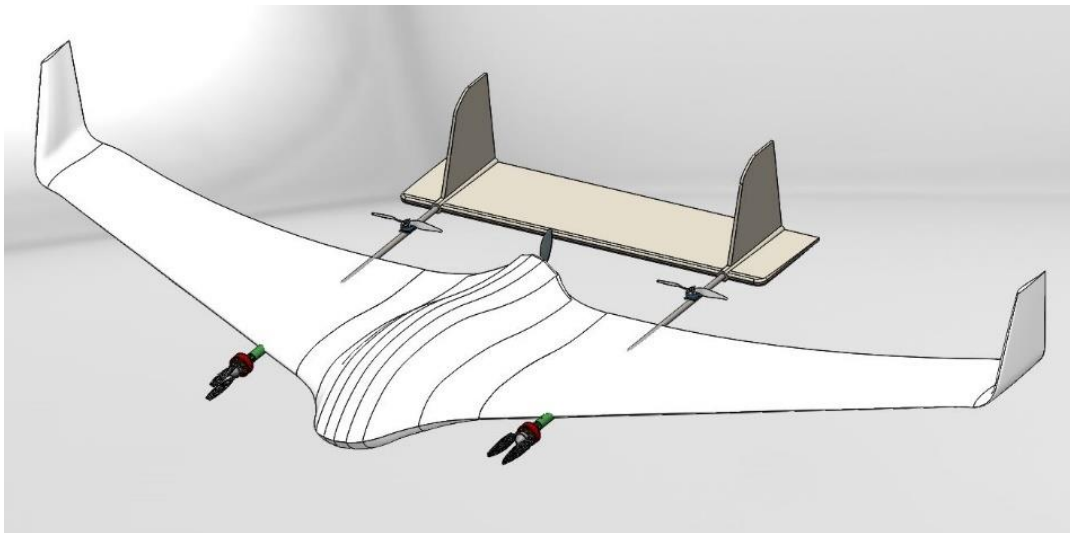


Figura 2.26. Alternativa 1 para la construcción del prototipo.

(Fuente: Propia)

Alternativa 2

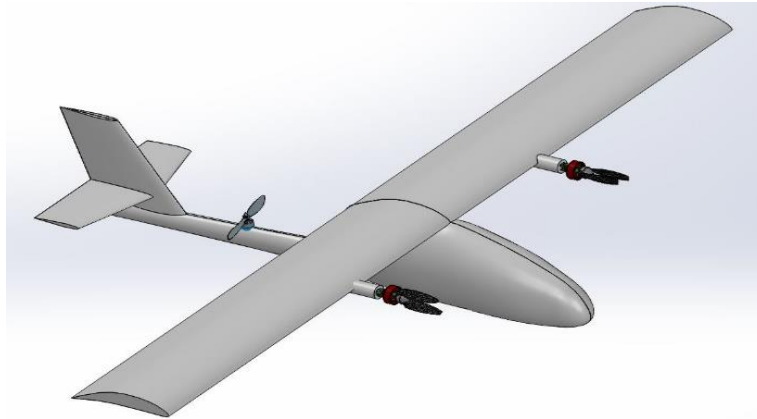


Figura 2.27. Alternativa 2 para la construcción del prototipo.

(Fuente: Propia)

2.8. Solución virtual

Con las alternativas conceptuales indicadas anteriormente, se procede a evaluarlas dentro del software “Mach UP” que utiliza la implementación del algoritmo de elevación numérica de Phillips con modificaciones para el aumento de la versatilidad y precisión, se obtiene de cada uno valores pertenecientes a características aerodinámicas [62]. Dentro del software se detalla el tipo de UAV de ala fija seleccionado con el sistema VTOL y se le proporciona algunas condiciones para evaluar los coeficientes “CD” y “CL”. Este método nos ayuda a realizar un rápido análisis aerodinámico de geometrías complejas.

El diseño de la alternativa 1 y 2 se muestran a continuación, el programa (Mach up) permite ingresar las características exactas del UAV a analizar. Se realiza el diseño del UAV Event y Skywaker para la evaluación de los coeficientes “CD” y “CL” como se observa en las gráficas.

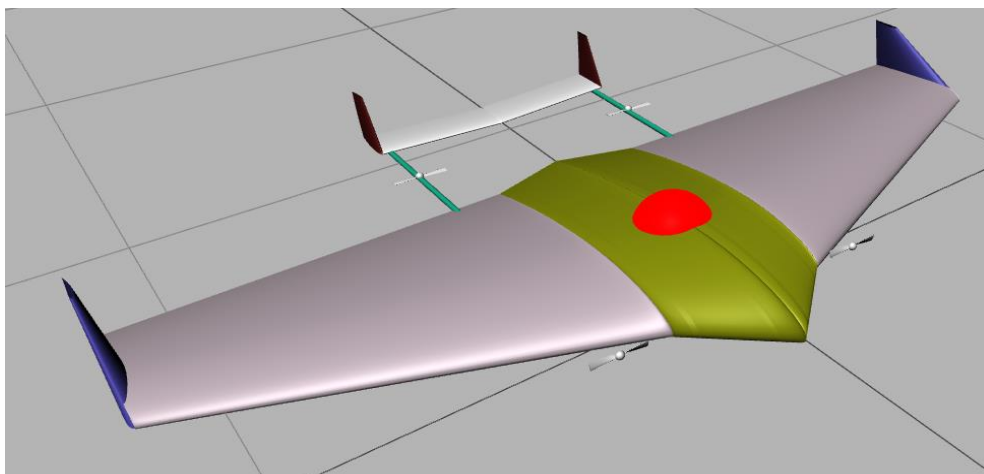


Figura 2.28. Diseño de la alternativa 1 ingresado en el programa MachUp.

(Fuente: Propia)

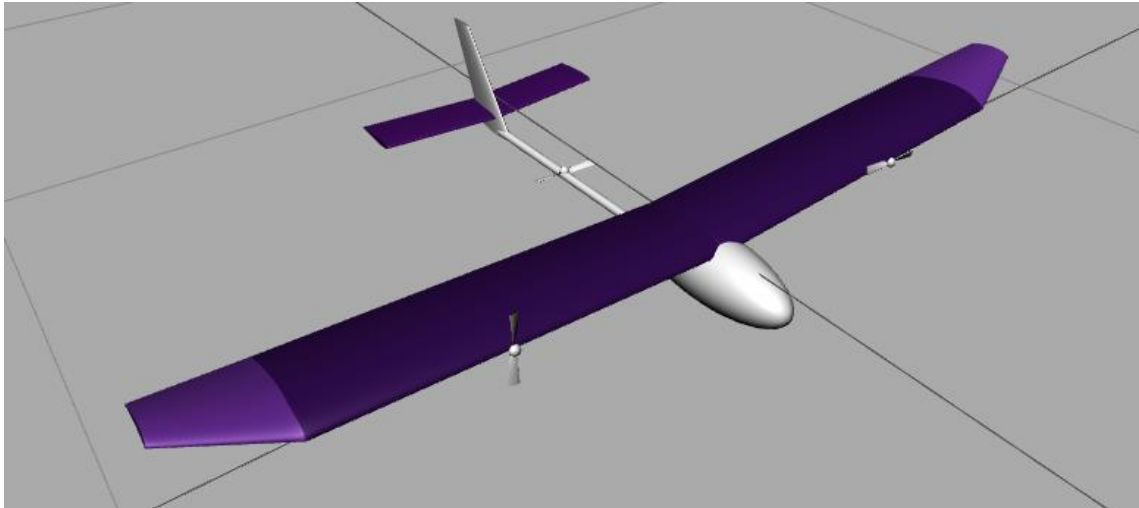


Figura 2.29. Diseño de la alternativa 2 ingresado en el programa MachUp.

(Fuente: Propia)

Coeficientes de sustentación y arrastre de las alternativas

Para obtener datos de los coeficientes se varía el ángulo Alpha dentro del software y se determina un rango variable de -6 a 6 grados del ángulo.

| COMPONENTS | ANALYSIS |
|----------------|--------------------|
| Condition | |
| Alpha [deg] | 6.0000 |
| Beta [deg] | 0.0000 |
| Elevator [deg] | 0.0000 |
| Rudder [deg] | 0.0000 |
| Aileron [deg] | 0.0000 |
| Flap [deg] | 0.0000 |
| Run | FORCES AND MOMENTS |

| | |
|---------------------|---------|
| Reference Area | 0.5024 |
| Longitudinal Length | 0.1869 |
| Lateral Length | 2.6880 |
| CL = | 0.6218 |
| CD = | 0.0276 |
| CY = | -0.0059 |
| CI = | -0.0015 |
| Cm = | -0.2474 |
| Cn = | 0.0018 |

Figura 2.30. Condiciones de análisis para cálculo de valores aerodinámicos (CL y CD).

(Fuente: Propia)

Las tablas de los datos recolectados se utilizan para realizar gráficos de los coeficientes CL y CD.

Alternativa 1 (Skywalker)

El CL máximo de la alternativa 1 es 0,4149

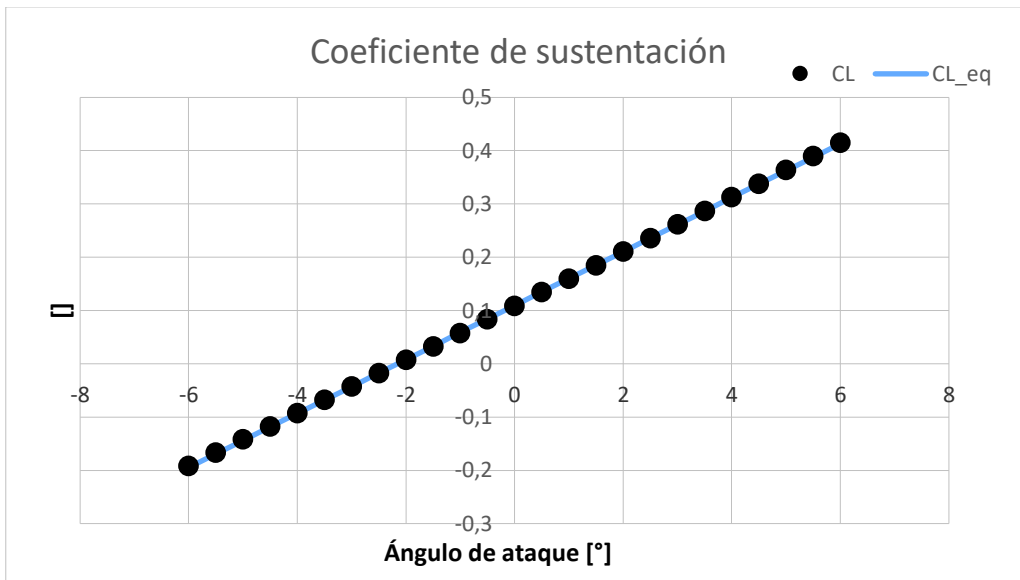


Figura 2.31. Datos del CL de la Alternativa 1.

(Fuente: Propia)

El CD máximo de la alternativa 1 es 0,0287

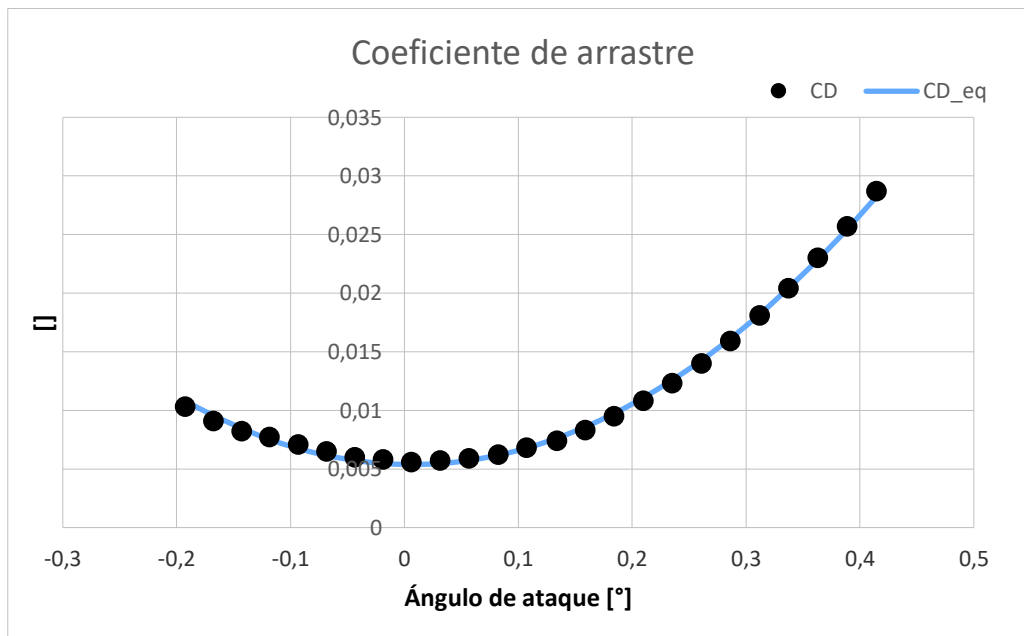


Figura 2.32. Datos del CD de la Alternativa 1.

(Fuente: Propia)

Alternativa 2 (Event 386)

El CL máximo de la alternativa 2 es 0,6218.

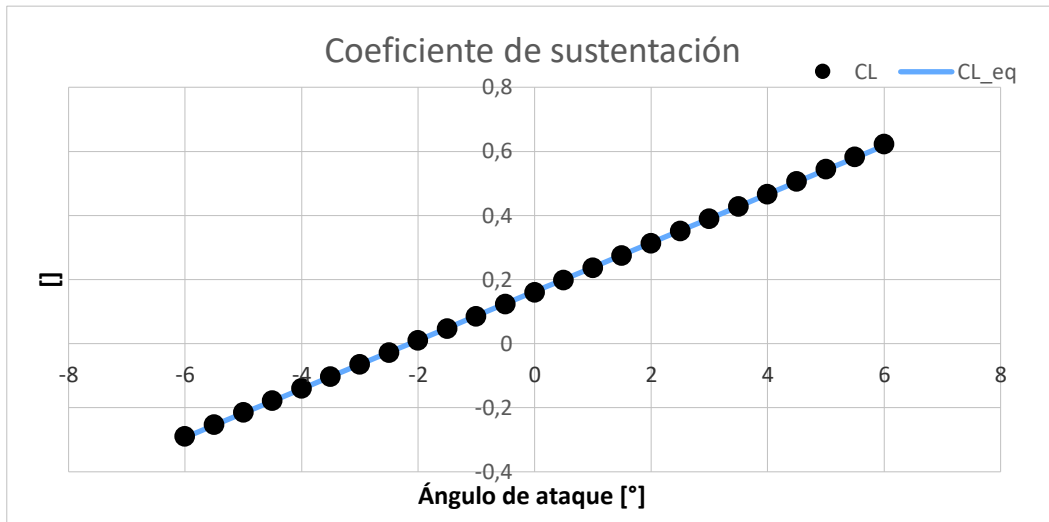


Figura 2.33. Datos del CL de la Alternativa 2.

(Fuente: Propia)

El CD máximo de la alternativa 2 es 0,0276.

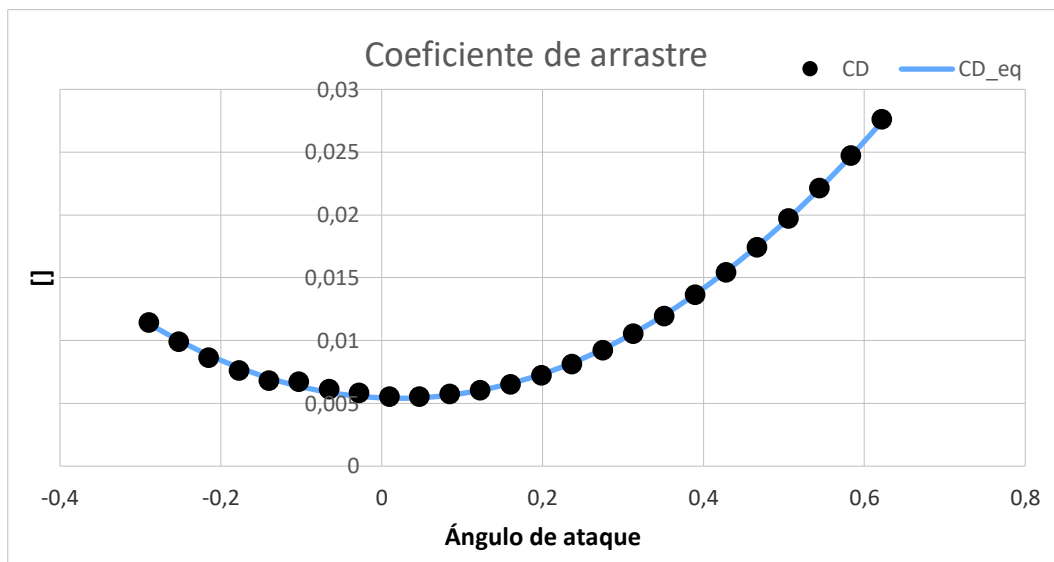


Figura 2.34. Datos del CD de la Alternativa 2.

(Fuente: Propia)

Al momento de conseguir los CL y CD máximos de cada alternativa se establecen condiciones cercanas a la realidad para calcular el tiempo de vuelo de cada alternativa como se indica a continuación.

Alternativa 1 (Skywalker)

Tabla 2.23. Resultados de la Alternativa 1.

| Resultados de las condiciones | | | |
|--------------------------------------|----------|--------------|-----------|
| Velocidad crucero | 13 m/s | 46,80 km/h | 29,08 mph |
| Coeficiente de sustentación (L) | 0,41 | Sustentación | 1,92 kg |
| Coeficiente de arrastre (D) | 0,0287 | Arrastre | 0,13 kg |
| Relación (L/D) | 14,46 | | |
| Margen de pérdida | 2,61 m/s | 9,39 km/h | 5,83 mph |
| Tiempo estimado de vuelo | 51,1 min | 0,85 hr | |
| Rango estimado | 39,8 km | 24,75 mi | |

(Fuente: Propia)

Alternativa 2 (Event 386)

Tabla 2.24. Resultados de la Alternativa 2.

| Resultados de las condiciones | | | |
|--------------------------------------|----------|--------------|-----------|
| Velocidad crucero | 13 m/s | 46,80 km/h | 29,08 mph |
| Coeficiente de sustentación (L) | 0,6218 | Sustentación | 3,23 kg |
| Coeficiente de arrastre (D) | 0,0276 | Arrastre | 0,14 kg |
| Relación (L/D) | 22,53 | | |
| Margen de pérdida | 2,61 m/s | 9,39 km/h | 5,83 mph |
| Tiempo estimado de vuelo | 59,6 min | 0,99 hr | |
| Rango estimado | 46,5 km | 28,87 mi | |

(Fuente: Propia)

De esta forma poniendo en práctica el criterio ingenieril se elige la mejor alternativa, el prototipo a construir es el UAV Event con sistema VTOL de 3 motores (alternativa 2 mostrada dentro de la solución conceptual).

2.9. Cálculos

Esta sección detalla las características del UAV base integrado al grupo de investigación ATA y los cálculos necesarios relacionados con los módulos después de obtener un diseño conceptual, previo a la completa construcción del prototipo. Para lograr el completo diseño del prototipo es necesario el uso de materias relacionadas a Ingeniería Mecánica, especialmente en el uso de correlaciones de dimensionamiento para vehículos aéreos no tripulados utilizados por el equipo de investigación ATA de la EPN [62]. Así también, el uso del diseño mecánico para el mecanismo VTOL y el uso del criterio ingenieril en la selección del materiales y componentes para la manufactura en condiciones locales. En resumen, en este fragmento del documento se detalla la metodología y requerimientos a cumplir para lograr un diseño admisible, de modo práctico y resumido.

Características del UAV base grupo ATA

Se refiere a las características puntuales en las que normalmente funciona el UAV, en diferentes países se encuentran referencias en cuanto a requerimientos de diseño y dimensionamientos para los prototipos, aunque, solo se puede usar como documentos guía debido a las condiciones especiales presentadas en nuestro territorio. En donde se involucra la correlación entre masa y geometría de la aeronave, carga útil y parámetros de la misión [64]. Además, muestra la importancia de la carga útil y su variación con la carga total a levantar por el dron [65]. Por último, detalla la preliminar correlación en el dimensionamiento para aeronaves con el análisis de los materiales [66] y que se puede verificar en el momento de la construcción, la diferencia del alcance hipotético con un alcance real, como el propuesto en el título del trabajo. Esta sección también muestra los trabajos anteriores realizado por los autores de este trabajo juntamente con el grupo ATA, en los aspectos de diseño y construcción de UAVs.

Se muestra a continuación los requerimientos propios de diseño para condiciones locales, establecidas entre la zona Central (Quito) y la zona del Antisana [62] [63].

Tabla 2.25. Características del UAV base "Event" del grupo ATA-EPN.

| | |
|-------------------------------------|-------------|
| Altitud de operación [m] | 3000 - 4000 |
| Velocidad de elevación [m/s] | 2 - 5 |
| Velocidad de crucero [m/s] | 10 - 15 |
| Velocidad de pérdida (mínima) [m/s] | 5 |
| Carga útil aproximada [kg] | 1 |

(Fuente: [62] [63])



Figura 2.35. Modelo UAV perteneciente al grupo ATA-APN.

(Fuente: Propia)

Geometría y dimensionamiento de la aeronave

A continuación, se muestra las dimensiones principales de las partes del modelo Event 386, estas poseen ciertas modificaciones respecto al UAV original debido a su adaptación al medio local, se describen estos detalles en la sección de construcción del prototipo.

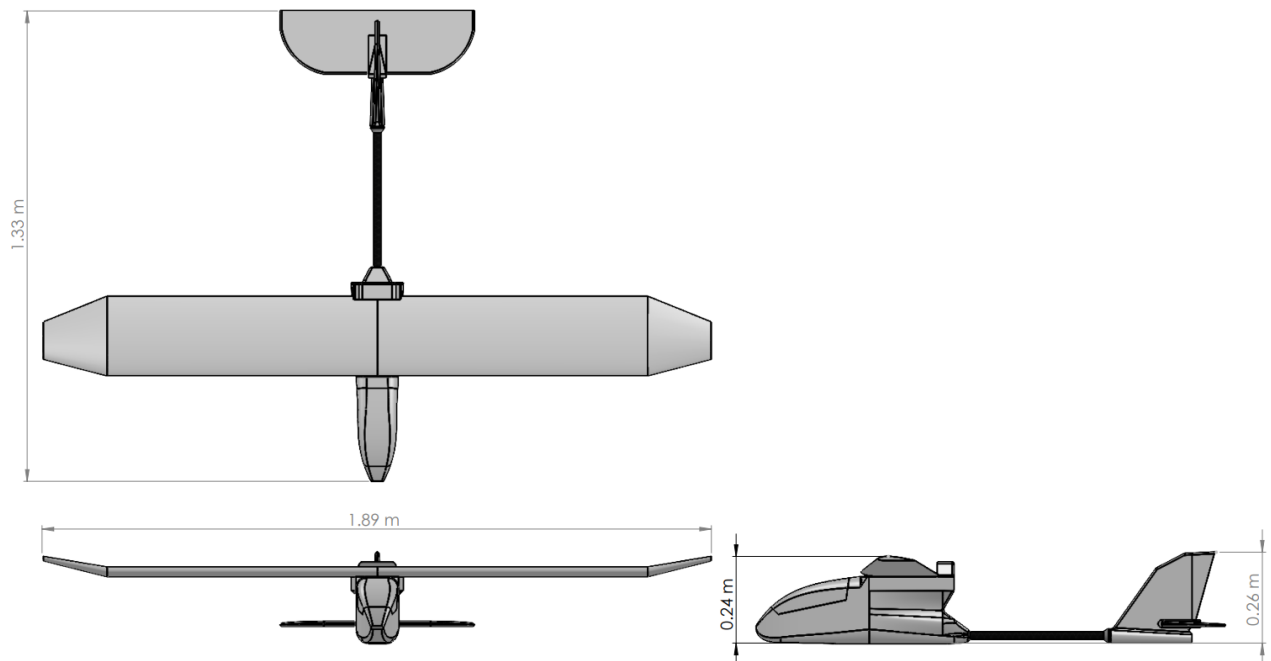
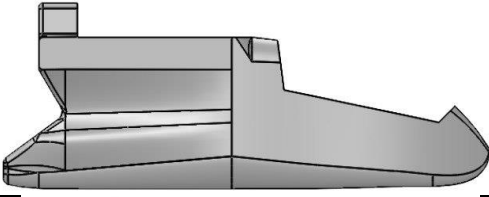

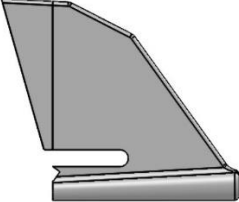
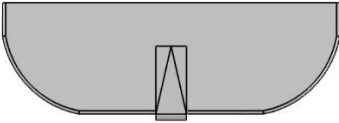




Figura 2.36. Dimensiones principales del prototipo UAV.

(Fuente: Propia)

En la siguiente tabla se muestra con mayor detalle las partes principales del UAV con las dimensiones correspondientes:

Tabla 2.26. Características principales de las partes del UAV modelo Event 386.

| Nombre de la pieza | Fotografía de la pieza | Dimensiones [cm] Largo X Ancho X Alto |
|--------------------------|--|--|
| Fuselaje |  | 60,40x14,80x22,9 |
| Ala izquierda y derecha |  | 94,50x22,50x5,79 |
| Estabilizador vertical |  | 29,98x3,96x25,41 |
| Estabilizador horizontal |  | 54,98x19,02x2,37 |
| Tubo de conexión |  | 142x \emptyset ext. 0,97 |
| Tubo de cola |  | 64 x \emptyset ext. 2,15 |

(Fuente: Propia)

Sistema de coordenadas global y origen del sistema

El sistema de coordenadas utilizado es rectangular, donde constan los ejes X, Y y Z que representan en el espacio: largo, ancho y alto respectivamente. Además, se muestra el punto de origen de coordenadas respecto al prototipo.

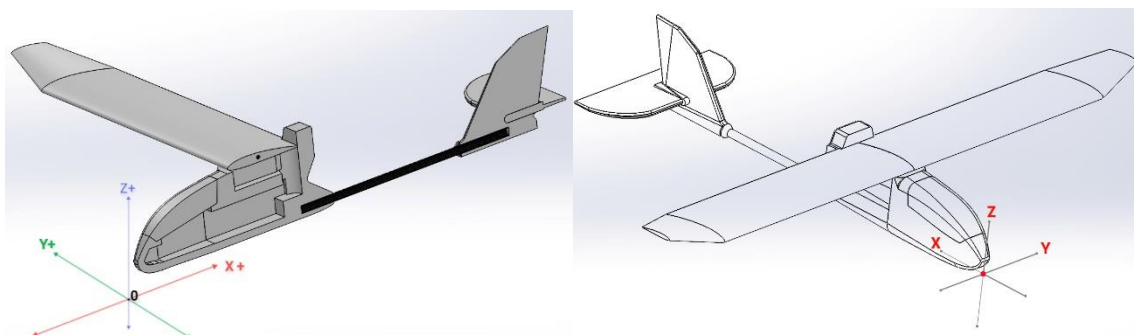


Figura 2.37. Coordenadas del sistema rectangular y origen del sistema respecto al prototipo.

(Fuente: Propia)

Sistema de coordenadas locales

Para determinados cálculos es práctico la utilización del sistema de coordenadas locales cuyo punto de origen se encuentra en el centro de gravedad (figura 2.38).

Cálculo de Centro de gravedad y centro de masa del UAV.

El cálculo de centro de masa o centro de gravedad del prototipo es, obtenido mediante la utilización de software libre vinculado a diseño ingenieril. Para lograr este proceso es necesario ingresar al software CAD de licencia libre, el prototipo en escala real y las propiedades de los materiales utilizados para su fabricación.

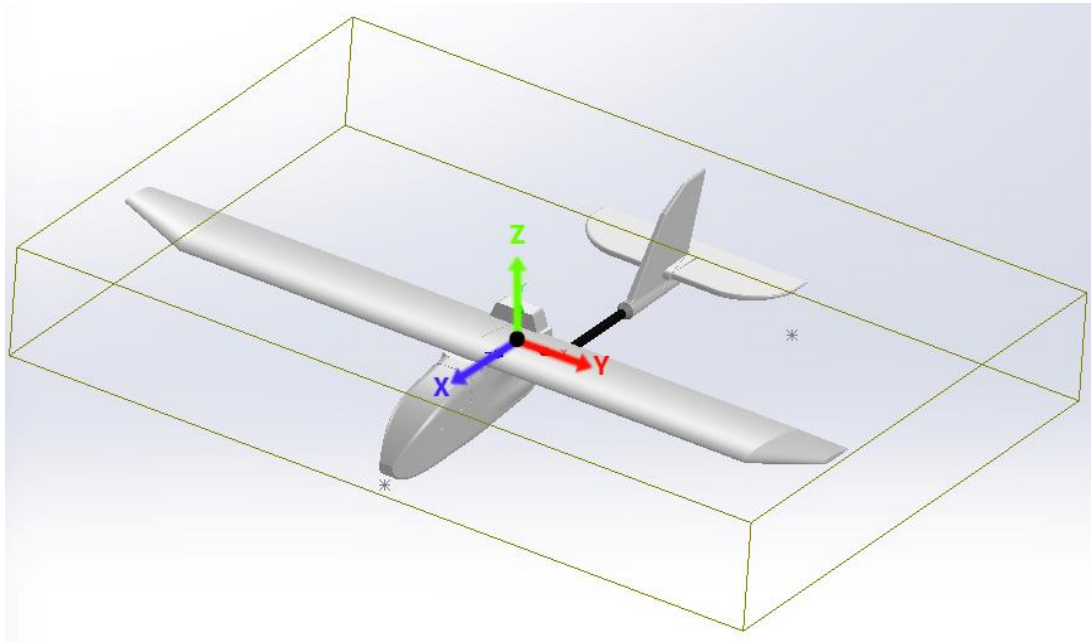


Figura 2.38. Posición del centro de masa y origen del sistema de coordenadas locales.

(Fuente: Propia)

Para este caso se cumple que, el centro de masa y el centro de gravedad coinciden entre sí debido a que el campo gravitatorio es de magnitud y dirección constante en todo el cuerpo del UAV [67].

Tabla 2.26. Coordenadas del Centro de Masa respecto al sistema de coordenadas globales.

| Coordenada | Distancia [cm] |
|------------|----------------|
| X | 39,5 |
| Y | 0,00 |
| Z | 8,6 |

(Fuente: Propia)

Cálculos preliminares de masa y carga útil

La masa del prototipo UAV se determina con ayuda del software libre, también se obtiene como valor referencial la carga útil de los elementos electrónicos, piezas de acople, etc. Que son integrados para el funcionamiento del UAV con ayuda de la información obtenida en el Benchmarking.

Tabla 2.26. Masa de las partes del UAV.

| Componente | Masa [g] |
|--|-----------|
| Fuselaje + masa aproximada elementos complementarios | 447+1003 |
| Ala izquierda + derecha | 2(312,48) |
| Estabilizador horizontal | 70 |
| Estabilizador vertical | 159,28 |
| Conector superior | 90,72 |
| Conector posterior | 115,41 |
| Total | 2510,37 |

(Fuente: Propia)

La carga útil para el prototipo es el resultado del promedio de datos obtenidos a partir de aeronaves con similares características colocadas en la sección de benchmarking [51] [52] [54] y los límites colocados en la tabla 2 del documento [63] del caso de estudio para condiciones locales, como se especifica en la Ec. (1) [63].

$$C_u = \frac{C_{u1} + C_{u2} + C_{u3} + C_{u4} + C_{u5}}{5} [kg] \quad (1)$$

Donde:

C_{u1} : Carga útil aeronave 1 [kg]

C_{u2} : Carga útil aeronave 2 [kg]

C_{u3} : Carga útil aeronave 3 [kg]

C_{u4} : Carga útil aeronave caso de estudio límite inferior [kg]

C_{u5} : Carga útil aeronave caso de estudio límite superior [kg]

$$C_u = \frac{1 + 1,3 + 0,8 + 1 + 1}{5} = 1,02 \text{ kg}$$

Por lo tanto, la carga total C_T a levantar queda definida en la Ec. (2) [63]:

$$C_T = M_{total} + C_u + m_{bat} [kg] \quad (2)$$

Donde:

m_{bat} = Masa promedio de las batería usada en el laboratorio de UAVs [kg]

C_T : Carga útil total [kg]

$$C_T = 2,51 + 1,02 + 0,8 = 4,33 \text{ kg}$$

Trayectoria ideal y fases de vuelo del prototipo VTOL

Para entender completamente el comportamiento de la aeronave es necesario mostrar la trayectoria ideal seguida por el UAV, de esta manera se identifica visiblemente cada etapa de vuelo y es de mucha utilidad para el cálculo de potencias correspondientes a cada fase.

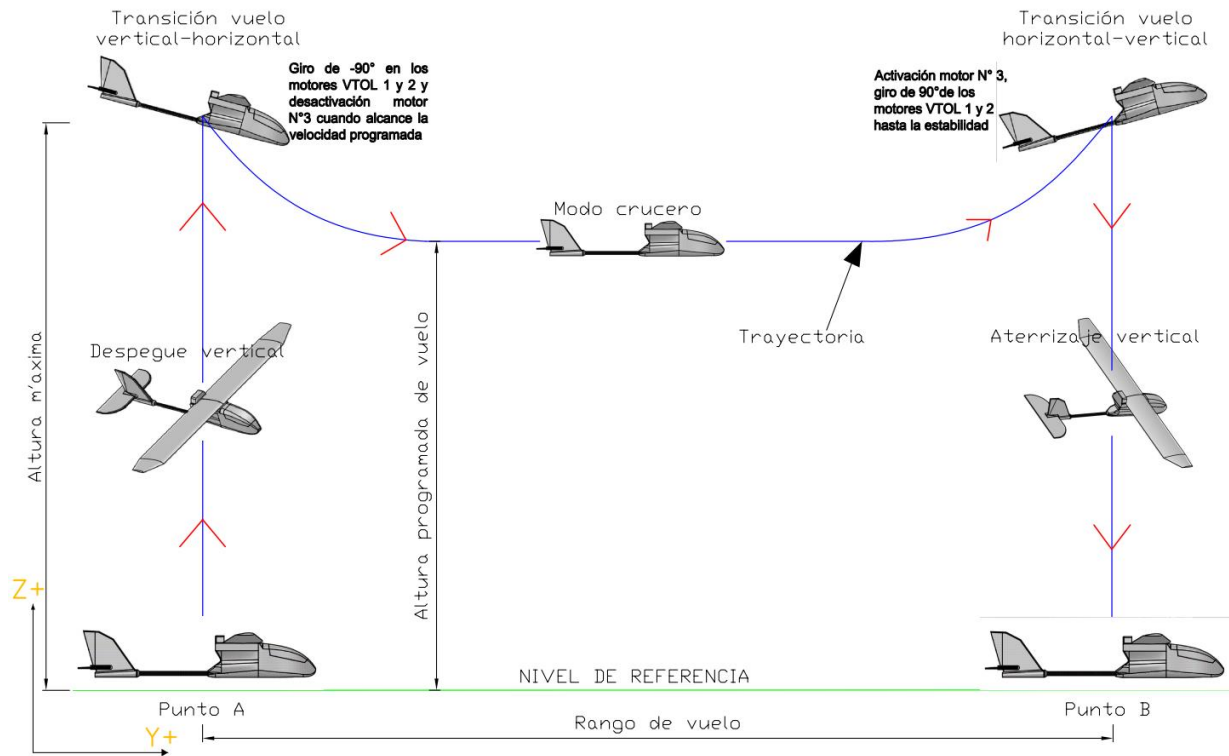


Figura 2.39. Esquema ilustrativo de la trayectoria ideal de vuelo del UAV VTOL.

(Fuente: Propia)

Vuelo vertical

El cálculo de potencia requerida para la elevación del prototipo se deben considerar todas las fuerzas actuantes en el eje Z, definido en nuestro sistema de coordenadas, por lo tanto, las fuerzas existentes son sustentación y el peso del UAV.

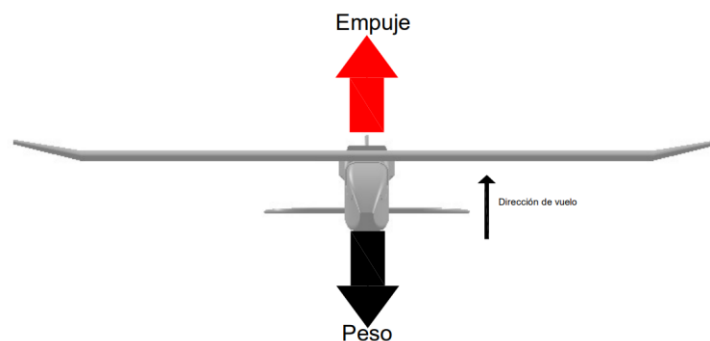


Figura 2.40. Fuerzas actuantes en el despegue y aterrizaje vertical.

(Fuente: Propia)

Entonces, el peso total del prototipo queda definido en la Ec. (3) [63]:

$$W_{UAV} = (C_T + m_{sVTOL}) * g \quad [N] \quad (3)$$

En donde:

W_{UAV} : Peso total del UAV [N]

m_{sVTOL} : masa total del sistema VTOL estimada [kg]

g : gravedad [$\frac{m}{s^2}$]

$$W_{UAV} = (4,33 \text{ kg} + 1 \text{ kg}) * 9,81 \frac{m}{s^2} = 52,29 \text{ N}$$

De acuerdo con la suma de fuerzas en el eje Z:

$$\sum_z = 0$$

$$F_{emp} - W_{UAV} = 0$$

$$F_{emp} = W_{UAV} \quad (4)$$

Donde:

F_{emp} : Fuerza de empuje [N]

Por lo tanto, para elevar el UAV, en esta sección se establece que $F_{emp} > W_{UAV}$ y como existen 3 motores la fuerza de cada una es $F_{emp}/3$.

Factor de seguridad (FS)

Definida como una norma de seguridad orientada a hacer que un producto sea seguro [68]. Depende de algunos factores y cubre la incertidumbre de algunos diseños en el mercado, en referencia a diseños existen factores de seguridad que no tienen una reglamentación concreta, por lo tanto, se procede a establecer un factor de seguridad propio destinado a la potencia de diseño con la que se debe seleccionar los componentes, basado en el criterio del grupo de trabajo ATA. Este factor de seguridad reemplaza al termino K_T (Ratio of thrust to weight at take-off condition) de la ecuación 19 de la referencia [69] y queda definida en la Ec. (5) como:

$$FS = \frac{F_{emp}}{W_{UAV}} \quad (5)$$

Por recomendación el valor de FS debe ser mayor a 1.15 [70] y de acuerdo con [69] el valor para pequeños UAVs es 1.2, sin embargo, para abarcar todas las variaciones en el incremento de peso correspondiente a implementación de elementos durante el vuelo, el

grupo ATA recomienda el valor de 2 el cual considera el incremento del peso del UAV debido al sistema VTOL.

Donde:

$$F_{emp} = 2 * 52,3 N = 104,6 N$$

Así la Potencia requerida para despegue vertical P_{DV} está definida en la Ec. (6) [63]:

$$P_{DV} = \frac{F_{emp} * V_{DV}}{2} \sqrt{1 + \frac{2F_{emp}}{\rho_{\infty} * V_{DV}^2 * A_{prop}}} \quad (6)$$

Donde:

P_{DV} : Potencia para despegue vertical [W]

V_{DV} : Velocidad del viento [$\frac{m}{s}$]

ρ_{∞} : Densidad del aire [$\frac{kg}{m^3}$]

A_{prop} : Área de la propela [m^2]

$$P_{DV} = \frac{\frac{104,6[N]}{3} * 2,472[\frac{m}{s}]}{2} \sqrt{1 + \frac{2 * \frac{104,6[N]}{3}}{0,84[\frac{kg}{m^3}] * 5^2[\frac{m^2}{s^2}] * 0,00364[m^2]}} = 1302,34[W]$$

Este criterio establece una base, pero no indica la selección de algún motor en específico, por lo que se procede al resto de criterios en las siguientes secciones.

Vuelo modo crucero

En esta sección es necesario el análisis de las fuerzas en todas las dimensiones, principalmente en el eje YZ que es donde actúan las fuerzas mostradas en la figura 2.41. El análisis se muestra a continuación, así queda definida la fuerza necesaria y el respectivo análisis para su correcto funcionamiento en fase crucero.

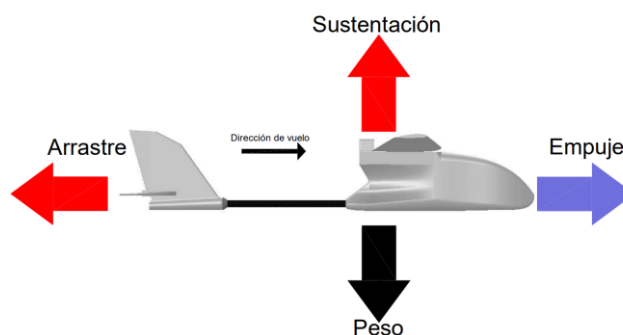


Figura 2.41. Fuerzas actuantes durante el vuelo modo crucero del UAV.

(Fuente: Propia)

Del gráfico se deduce:

$$\sum Y = 0$$

$$F_{em} - F_{arr} = 0$$

$$F_{em} = F_{arr} \quad (7)$$

Donde:

F_{em} : Fuerza de empuje en el eje horizontal [N]

F_{arr} ; Fuerza de arrastre [N]

Por lo tanto, si la $F_{em} = F_{arr}$ el cuerpo se encuentra en equilibrio, para su movimiento es necesario que $F_{em} > F_{arr}$. Dentro de este análisis se usa métodos simplificados para determinar las diferentes fuerzas a partir de las características del prototipo y las condiciones de vuelo locales.

La fuerza de arrastre F_{arr} conocida también como F_D se define en la Ec. (8) [63] como:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 A C_D \quad [N] \quad (8)$$

Donde:

A : Área de la sección trasnversal

v : Velocidad del UAV con respecto al fluido

C_D : Coeficiente de arrastre

$$F_D = \frac{1}{2} \left(1,225 \frac{Kg}{m^3} \right) \left(26,81 \frac{m}{s} \right)^2 * (0,07672 m^2) * (0,0276) \quad [N]$$

$$F_D = 0,9322 \quad [N]$$

Para el cálculo de potencia requerida en el eje horizontal P_R se utiliza la Ec. (9) [63]. En donde ρ_{alt} es la densidad del aire a determinada altitud, S área en planta del ala, W_{TO} peso total del prototipo o W_{UAV} , y al final C_D , C_L que son los coeficientes de arrastre y sustentación respectivamente.

$$P_R = \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty} * S}} \left(W_{UAV}^{\frac{3}{2}} \right) \left(\frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \right) \quad [W] \quad (9)$$

Donde:

P_R : Potencia Requerida [W]

$$P_R = \sqrt{\frac{2}{0.84 \left[\frac{kg}{m^3} \right] * 0,20190152 [m^2]}} \left((52,29[N])^{\frac{3}{2}} \right) \left(\frac{0,0276}{0,6218^{\frac{3}{2}}} \right) = 79,091 [W]$$

Vuelo modo transitorio

El régimen de modo transitorio muestra el comportamiento de la aeronave al momento de pasar de vuelo vertical a vuelo horizontal y viceversa. Las fuerzas y momentos que actúan sobre el UAV varían de acuerdo con el ángulo que se encuentran los rotores tilting frontales. El principio de funcionamiento depende de la derivación de las ecuaciones dinámicas, así, se define algunas dimensiones y fuerzas que afectan a la aeronave [71].

La complejidad de este análisis es problema del pasado gracias a los controladores electrónicos desarrollados por grandes empresas, los cuales se pueden adaptar a cualquier aeronave y ser configurada para el funcionamiento de Tilting rotor de 3 motores, donde la velocidad de funcionamiento, la potencia y el ángulo de giro de cada motor es controlado directamente desde la computadora. En esta sección se muestran los principios usados para el funcionamiento de este sistema y en secciones posteriores se explica la forma de implementar y configurar los componentes electrónicos.

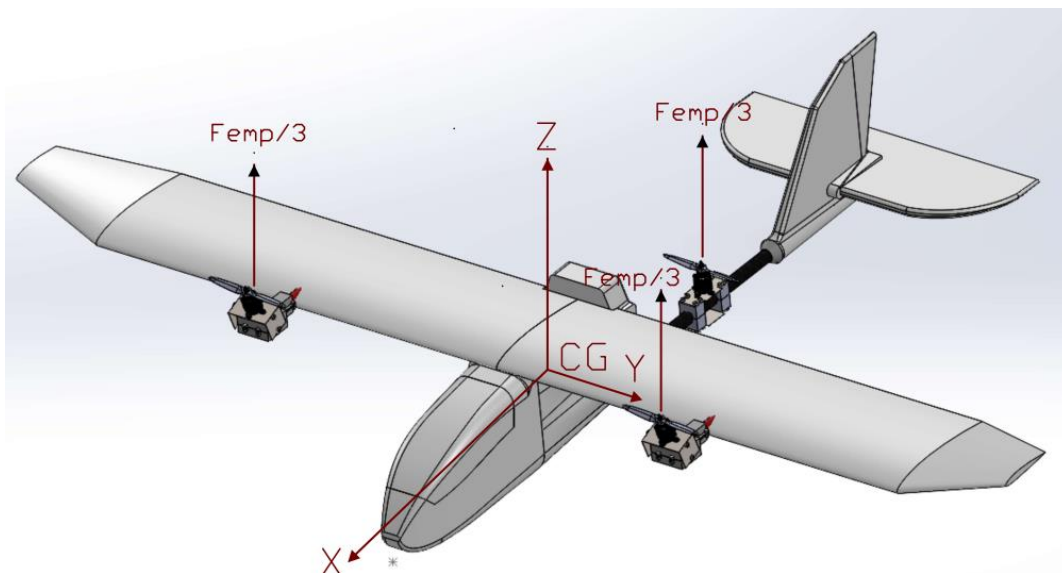


Figura 2.42. Fuerzas ejercidas por el sistema VTOL sobre el UAV en 3D.

(Fuente: Propia)

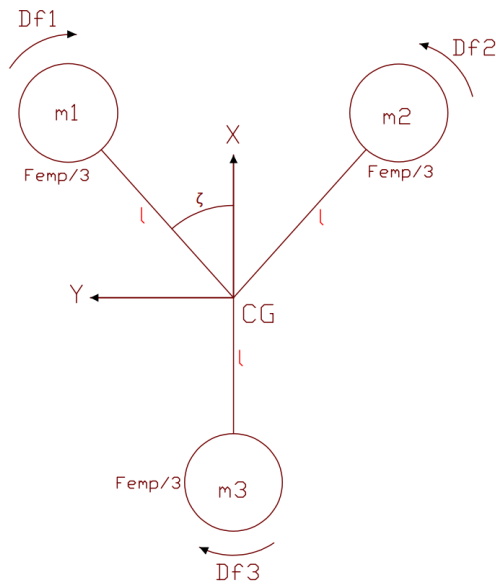


Figura 2.43. Fuerzas y momentos actuantes sobre el UAV eje XY.

(Fuente: Propia)

Se aclara que en el vuelo horizontal no existe fuerza aerodinámica o momentos actuando sobre la aeronave debido a la ausencia de velocidad de aire hacia el frente. Cuando los motores frontales giran sobre sus ejes, la fuerza horizontal es creada conforme al ángulo del rotor giratorio. De modo que la fuerza de sustentación, arrastre y momentos afectan a la aeronave como muestra en la Figura 2.42. El desarrollo completo del modelo matemático no lineal de 6 grados de libertad que se puede aplicar en la inclinación de un UAV de rotor giratorio y base del control electrónico se encuentra en la referencia [71].

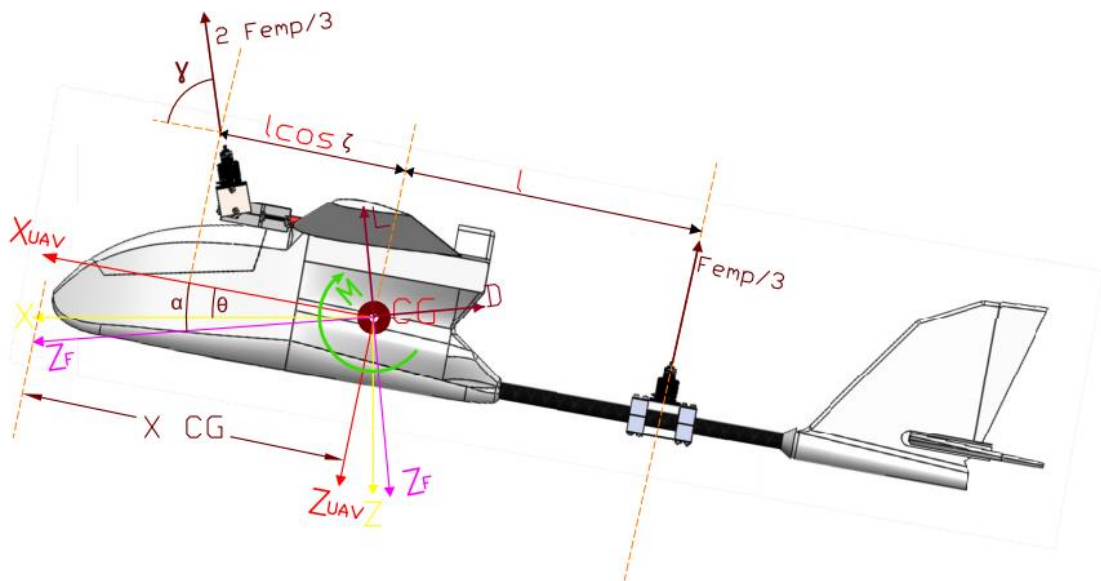


Figura 2.44. Fuerzas actuantes durante el momento de transición del UAV.

(Fuente: Propia)

Diseño sistema propulsión

Además de los aspectos adjuntos al funcionamiento en el despegue, transición y aterrizaje anteriores y posteriores al vuelo horizontal es necesario dimensionar los componentes de este sistema. La importancia de la anterior sección radica en la exactitud necesaria de dichos cálculos para el avance de las siguientes secciones. En la implementación del sistema de propulsión se empieza con esquemas básicos, para continuar con esquemas ingenieriles que permitirá la selección y diseño de partes tanto mecánicas como electrónicas para su implementación en el UAV.

Ubicación del centro de masa y colocación de motores

Utilizando la definición para el cálculo del centro de masa de Hibbeler [67], se obtiene las ecuaciones (10), (11) y (12). Para cada eje se calcula la posición del centro de masa como la sumatoria de las coordenadas $\sum(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}) * m$ para la masa total (M).

$$\bar{x} = \frac{\sum \tilde{x} * m}{\sum M} \quad (10)$$

$$\bar{y} = \frac{\sum \tilde{y} * m}{\sum M} \quad (11)$$

$$\bar{z} = \frac{\sum \tilde{z} * m}{\sum M} \quad (12)$$

En donde:

$\bar{x}, \bar{y}, \bar{z} =$ Posición del centro de masa en coordenadas X, Y y Z

$\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z} =$ Posición del cuerpo en coordenadas X, Y y Z

Este es el método utilizado por el software CAD y se mostró en la figura 2.26. Así se deduce que, la colocación de 3 masas que representan los motores de manera equidistante y de igual magnitud provoca que, el centro de masa en el plano XY no se modifique. Para lo anterior mencionado es necesario definir para las masas:

$$m_{VTOL1} = m_{VTOL2} = m_{motor3}$$

Se excluye de este cálculo el eje Z debido a que no interfiere con el comportamiento del prototipo durante las fases de vuelo.

Definida anteriormente como tricóptero y con la posición del centro de masa, se realiza un esquema mostrando la posición exacta donde debe colocarse los tres motores.

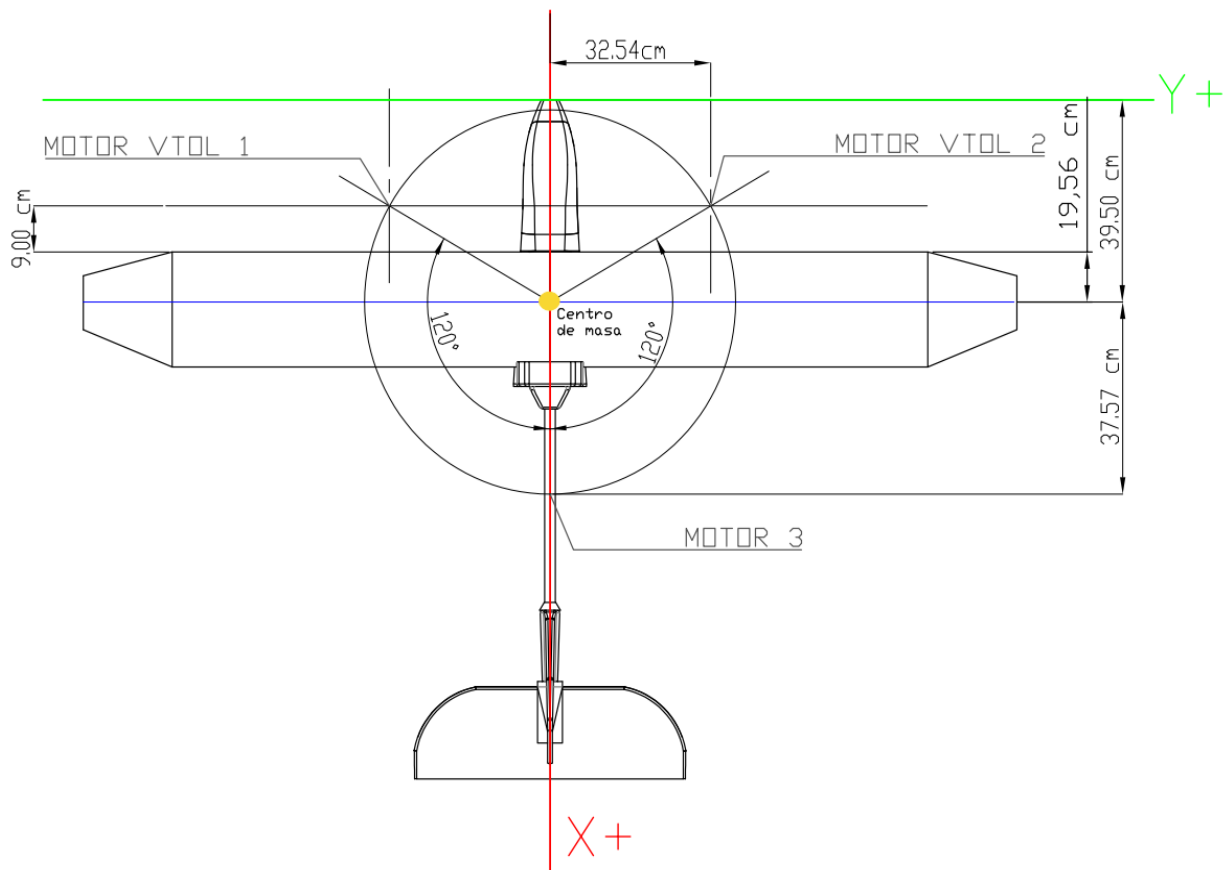


Figura 2.45. Cálculo de posición de los motores respecto al centro de masa.

(Fuente: Propia)

Comportamiento de las alas recubiertas

Las alas del UAV Event originalmente son hechas de EPS (Espuma Flex blanca), con las propiedades mecánicas de este material la carga máxima que soportan el par de alas en modo crucero es de 3 kg [72] . A pesar de que posee una barra de fibra de carbono que conectan las alas, no tolera una gran carga. Las alas fabricadas localmente poseen un recubrimiento de fibra de carbono en toda su superficie para tener una mejor resistencia. Además, soportar las fuerzas y momentos generados por el sistema VTOL. Se verifica con ayuda de una simulación en el software Ansys Student en el ala para conocer su comportamiento como un elemento compuesto de XPS Foam, Fibra de carbono y refuerzo interno con un tubo hueco de carbono de 9 mm de diámetro.

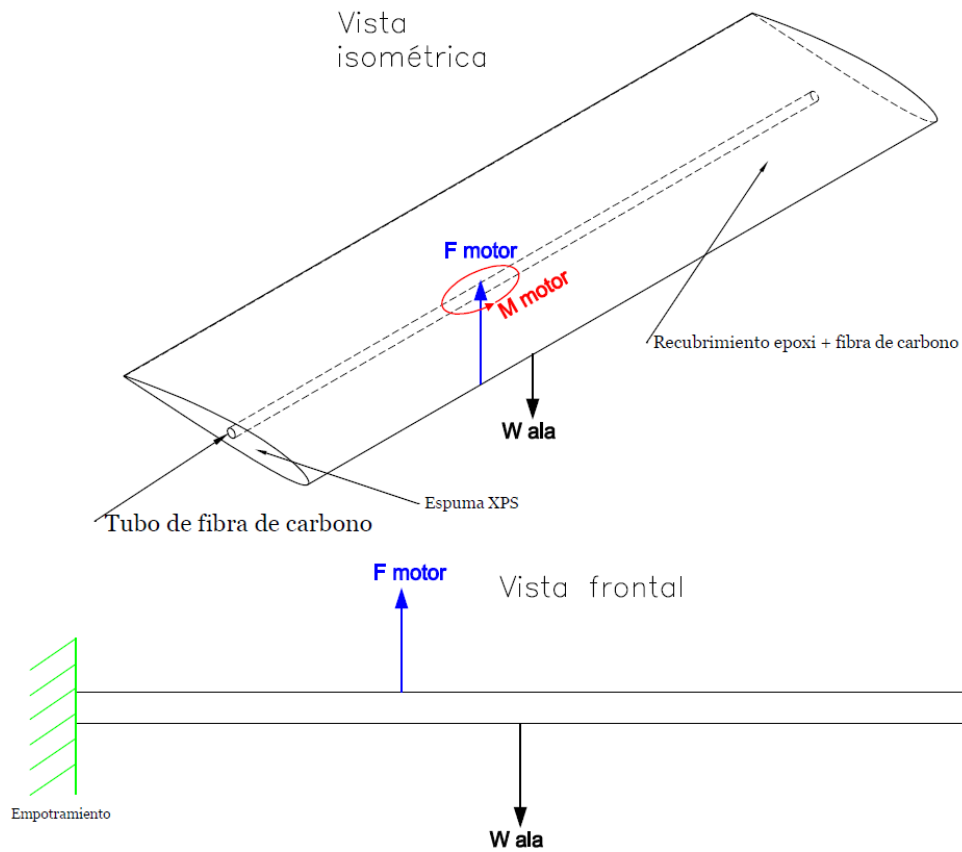


Figura 2.46. Figura de componentes, fuerzas y momentos aplicados en el ala.

(Fuente: Propia)

Donde:

$F_{\text{motor}} = 52,3 \text{ [N]}$. Fuerza máxima generada por el giro del motor.

$M_{\text{motor}} = \text{[Nm]}$. Momento generado por el giro del motor

$W_{\text{ala}} = 3,61 \text{ [N]}$. Peso total de un ala

Para analizar las condiciones a las que son sometidas las alas por parte del sistema VTOL, se toma en consideración que estas se comporten como vigas empotradas sobre el fuselaje. De este modo lo que se busca encontrar es la deformación provocada por el funcionamiento del VTOL en el ala, tomando en cuenta los pesos, fuerzas y momentos que se aplican a esta, que son: fuerza y momento aplicados por el motor para elevar el UAV, peso total del ala del UAV. Tomando en cuenta las condiciones descritas anteriormente se genera una malla con ayuda de elementos finitos denominados “Element Quality” y una calidad de alta fidelidad. La deformación máxima alcanzada en el extremo del ala es de 13,22 [mm] para el eje z del sistema local de coordenadas definido para el prototipo.

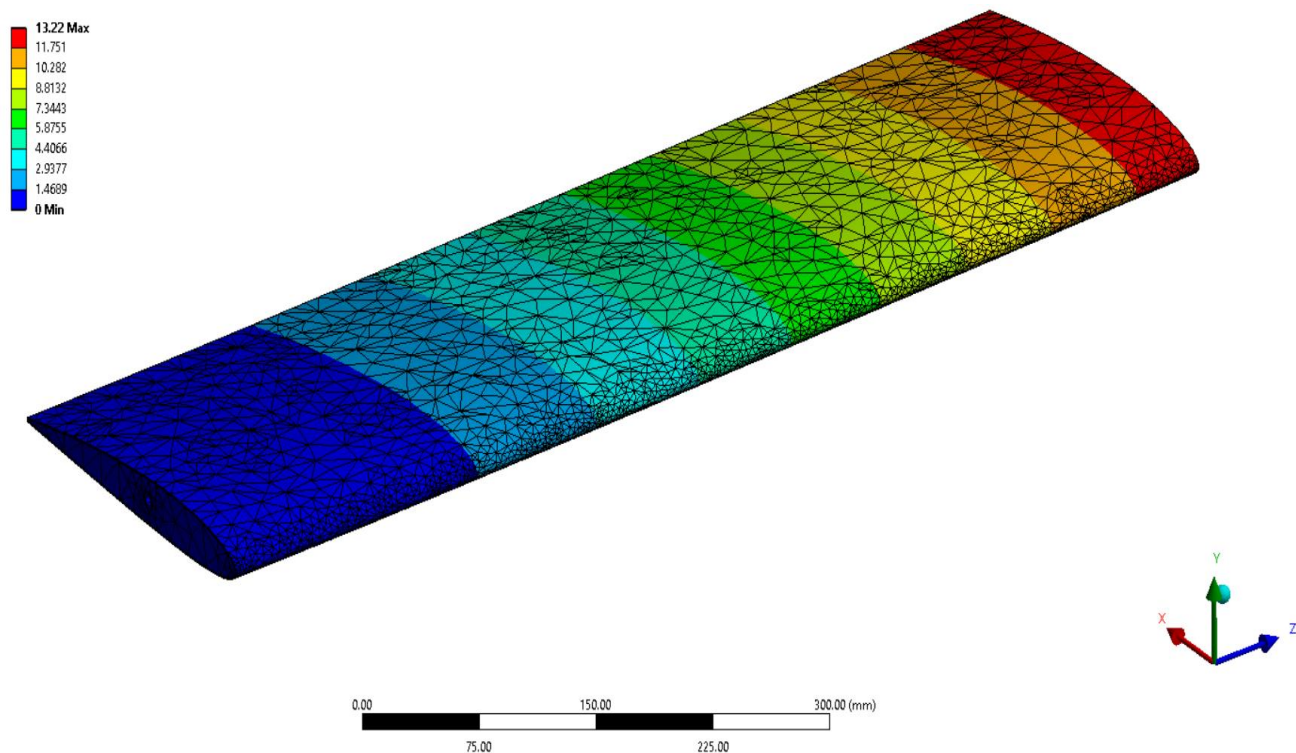


Figura 2.47. Simulación del comportamiento alar con material de recubrimiento.

(Fuente: Propia)

Diseño sistema VTOL


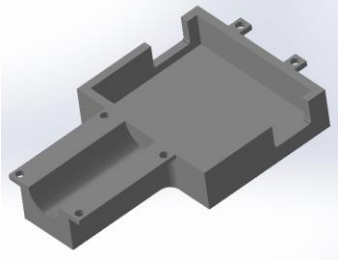
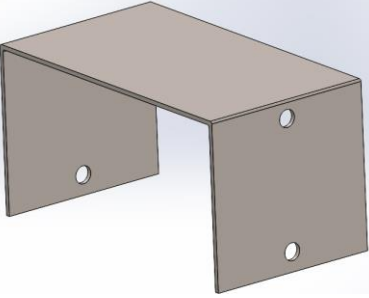
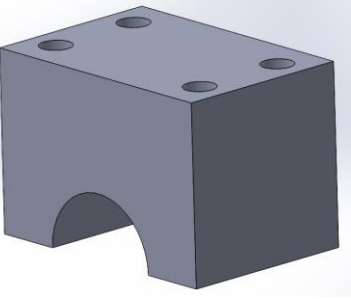
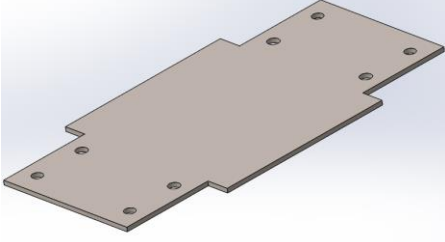
Después de simular y comprobar que el material usado para la construcción es resistente para las condiciones requeridas, se procede a diseñar el sistema VTOL. Se puede encontrar en el mercado mecanismos que cumplen con los requerimientos para ser adaptados e instalados en el UAV, así el procedimiento ingenieril se reducía a seleccionar el sistema más adecuado para el UAV. El mecanismo denominado VTOL se compone de soportes de fibra de carbono, piezas adaptativas, soportes para servos y motores que serán detallados a continuación.

Diseño de las piezas del sistema VTOL

Para la correcta integración del mecanismo VTOL es necesario el diseño de piezas que se adapten y formen un solo cuerpo con el prototipo, en esta sección se detalla las piezas que se deben fabricar utilizando impresión 3D y de forma manual con materiales del laboratorio consiguiendo que se integren con las alas del UAV.

Las piezas que conforman el sistema VTOL “rotor tilting” y el soporte posterior se indican a continuación:

Tabla 2.27. Piezas del sistema VTOL.

| Nombre de la pieza | Imagen | Material |
|-----------------------|--|---------------------------------|
| Soporte VTOL |  | Fibra de carbono |
| Porta servo VTOL |  | ABS |
| Porta motor VTOL |  | Acero inoxidable 1mm espesor |
| Base motor posterior |  | ABS |
| Porta motor posterior |  | Acero inoxidable 1mm espesor |

(Fuente: Propia)

Así todos los elementos del sistema VTOL son:

- 2 soportes VTOL
- 4 porta servos VTOL
- 2 porta motor VTOL
- 4 bases motor posterior
- 2 porta motor posterior

- 16 pernos 4mm X 32mm y 16 tuercas de 4mm
- 8 tornillos acerados 4mm X 40mm y 16 tuercas de 4mm
- 3 motores
- 2 servos de 25 kg

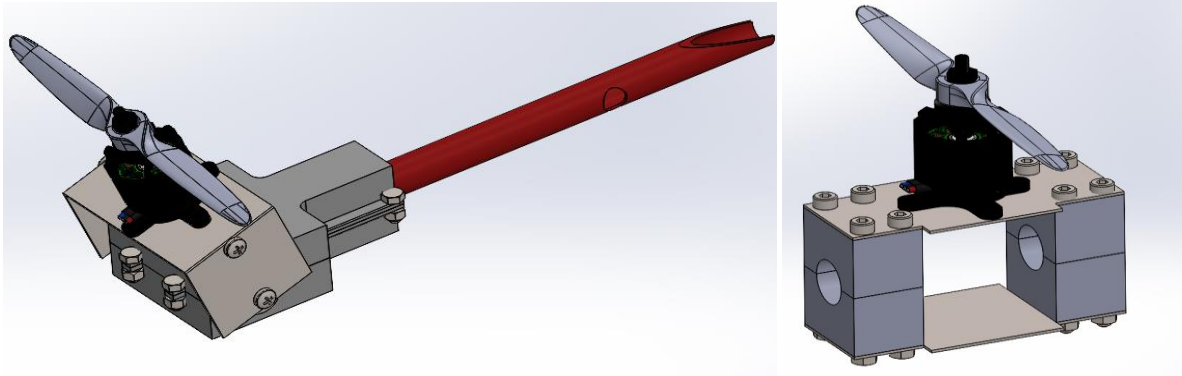


Figura 2.48. Mecanismo VTOL ensamblado por separado para los 3 motores.

(Fuente: Propia)

De esta forma el sistema VTOL colocado en el UAV se muestra en la figura 2.49.

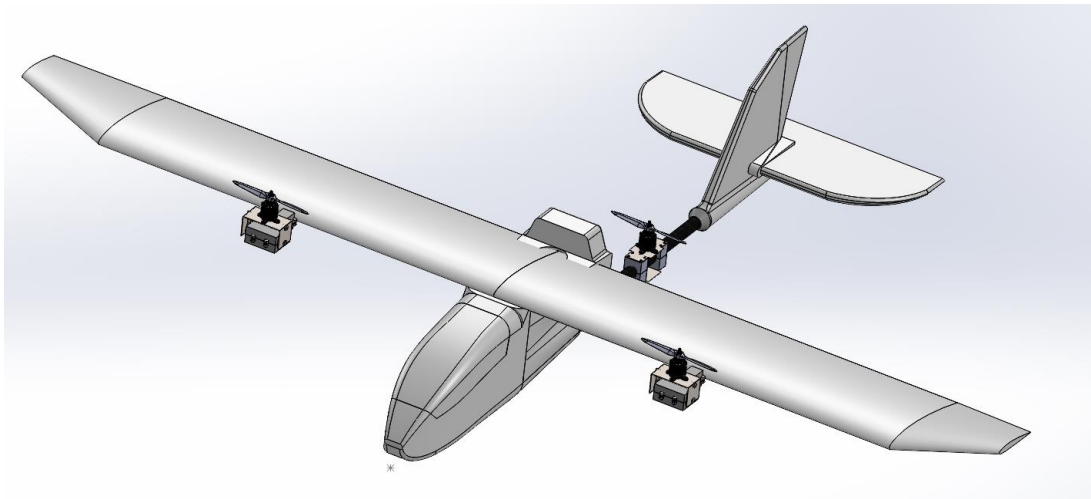


Figura 2.49. Mecanismo VTOL ensamblado en el UAV.

(Fuente: Propia)

Comportamiento del soporte alar para el rotor tilting

En la construcción del prototipo se necesita que el soporte VTOL se comporte como un solo cuerpo con el ala, la solución planteada es incrustar el tubo de fibra de carbono en el ala y recubrir toda esta estructura con resina y fibra de carbono.

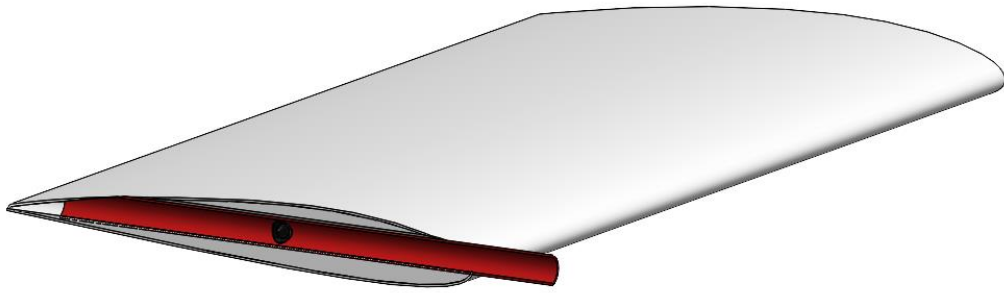


Figura 2.50. Corte transversal del ala y el soporte VTOL.

(Fuente: Propia)

Con ayuda de la simulación se estima la deformación provocada por el rotor tilting en sus máximas condiciones para que el sistema soporte las fuerzas generadas por la potencia del motor. Estas condiciones son cuando el motor teóricamente este en su máxima potencia, ya que será el valor máximo al que este sometido el tubo de fibra de carbono. Se considera el sistema analizado como un tubo empotrado; que es la parte incrustada dentro del ala. Las condiciones aplicadas son: la fuerza generada por la potencia del motor es igual a 52,3 [N] y el peso del sistema VTOL que es 0,55 [N]. Para este análisis se considera dos casos:

El primero cuando el UAV se eleva, la fuerza del motor es aplicada en el eje z referido al sistema de coordenadas locales del prototipo como se muestra en la figura 2.51.

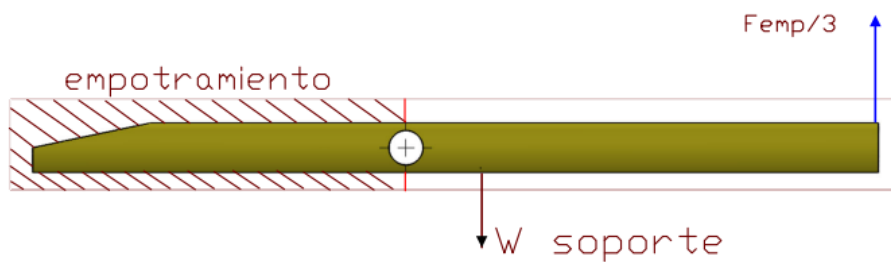


Figura 2.51. Condiciones de simulación del soporte VTOL.

(Fuente: Propia)

Con las condiciones establecidas se realiza la simulación con el mismo método anteriormente descrito. La deformación máxima obtenida en el eje z es de 0,49 [mm].

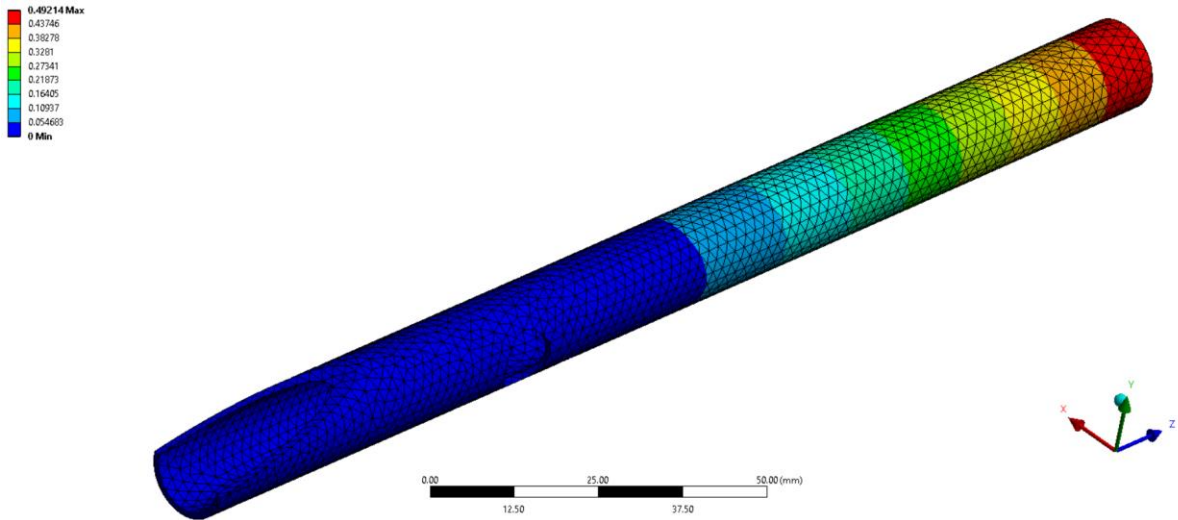


Figura 2.52. Deformación en el soporte VTOL en el eje z.

(Fuente: Propia)

Para el eje x, la deformación máxima obtenida es de 0,0051 [mm].

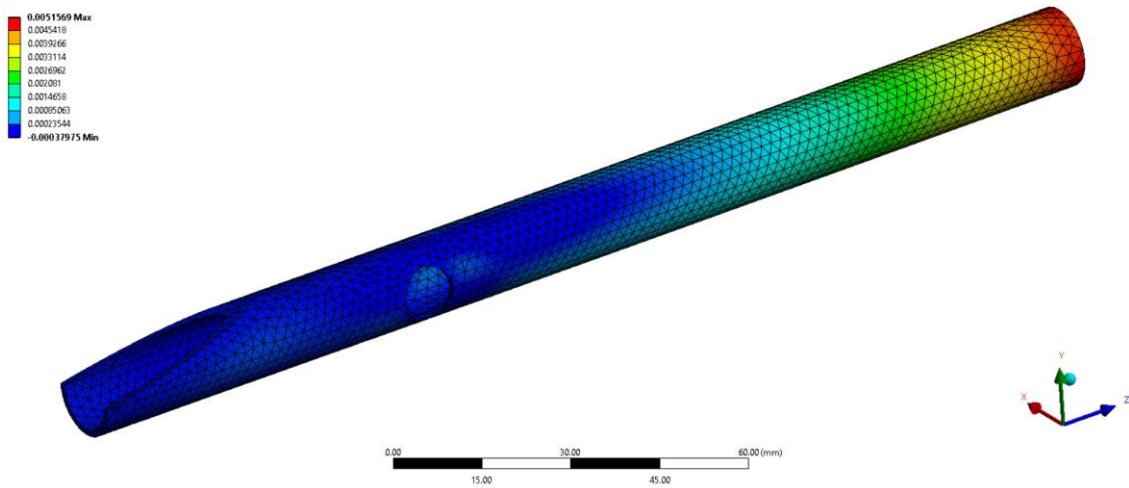


Figura 2.53. Deformación en el soporte VTOL en el eje x.

(Fuente: Propia)

Y la segunda cuando el UAV está en modo crucero, la fuerza es aplicada en el eje x referido al sistema de coordenadas locales del prototipo como se muestra en la figura 2.54.

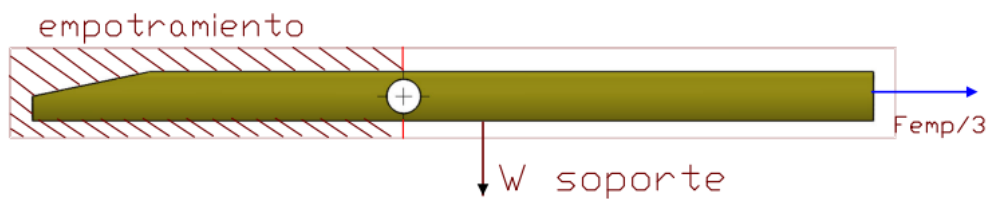


Figura 2.54. Simulación del comportamiento del soporte VTOL.

(Fuente: Propia)

La deformación máxima es de 0,0016 [mm] en el eje x para el sistema de coordenadas locales del prototipo.

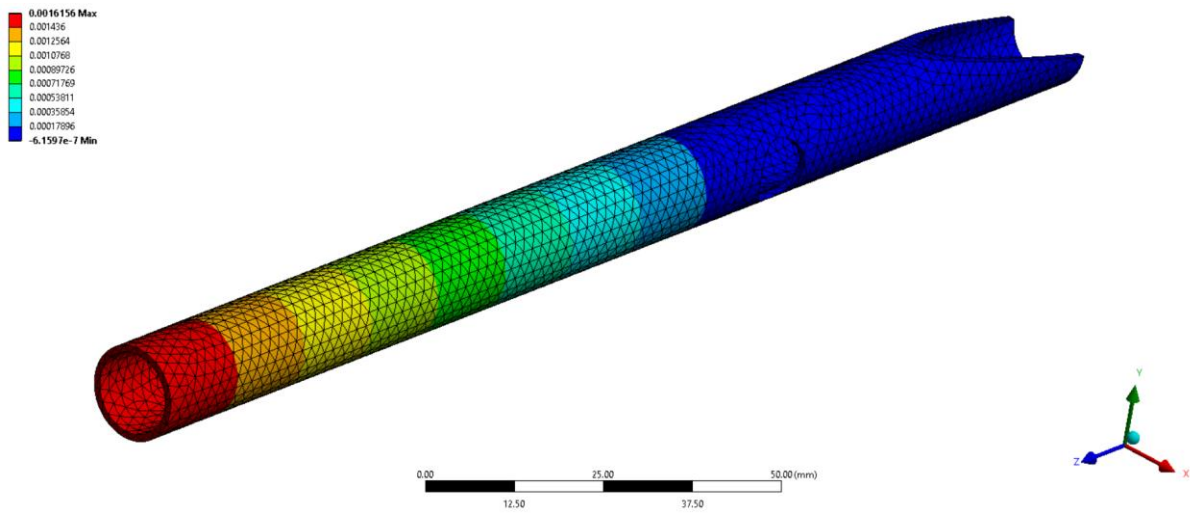


Figura 2.55. Deformación del soporte VTOL en el eje x de coordenadas locales.

(Fuente: Propia)

Selección de motores

Para la selección de motores a instalar en el prototipo se realiza bajo las especificaciones y necesidades definidas en la sección de potencia máxima requerida, la cual debe ser mayor a 1302 W. Se procede a buscar fabricantes que brinden especificaciones confiables y detalles técnicos necesarios para la instalación en la aeronave.

El motor escogido posee un excedente de 25% de potencia y pertenece a la empresa FOXTECH (Foxtech X3520-8 KV520 Brushless Motor) con masa de 320g y número de referencia único (SKU) 805121 [73].



Figura 2.56. Motor Foxtech X3520-8 KV520.

(Fuente: [73])

| Specifications | X3520 KV520 | |
|-------------------------|-------------|-----------|
| Stator Diameter | 35mm | |
| Stator Thickness | 20mm | |
| No. of Stator Arms | 12 | |
| No. of Rotor Poles | 14 | |
| Motor Kv | 520 | |
| No-Load Current (A/10V) | 1.1A | |
| Motor Resistance | 30mΩ | |
| Max Continuous Current | 70A/30S | |
| Max Continuous Power | 1750W | |
| Weight | 207g | |
| Rotor Diameter | 42.5mm | |
| Shaft Diameter | 5mm | |
| Body Length | 45mm | |
| Overall Shaft Length | 64mm | |
| Max Lipo Cell | 4-6S | |
| ESC | 60-80A | |
| Recommended Prop(inch) | APC12*6 | APC13*6.5 |
| | APC13*8 | |

Figura 2.57. Especificaciones técnicas del motor Foxttech X3520-8 KV520.

(Fuente: [73])

Selección de propelas

En el área comercial se puede encontrar una gran cantidad de opciones para la selección de propelas, el criterio de discriminación se reduce a las propelas recomendadas por el fabricante del motor (Figura 2.57.) las utilizadas en construcciones de prototipos anteriores en el laboratorio de investigación, que para este caso en específico coinciden. Se verifica además que la fuerza de empuje en posición vertical es 3kg por cada motor.

| Prop (inch) | Volts (V) | Amps (A) | Thrust (gf) | Watts (W) | Efficiency (g/W) | Load temperature in 100% throttle |
|-------------|-----------|----------|-------------|-----------|------------------|-----------------------------------|
| APC12*6 | 22.2 | 2.4 | 500 | 53 | 9.38 | 53°C |
| | | 4.2 | 750 | 93 | 8.04 | |
| | | 6.1 | 1000 | 135 | 7.38 | |
| | | 8.1 | 1250 | 180 | 6.95 | |
| | | 10.6 | 1500 | 235 | 6.37 | |
| | | 13.2 | 1750 | 293 | 5.97 | |
| | | 16 | 2000 | 355 | 5.63 | |
| | | 20 | 2300 | 444 | 5.18 | |
| | | 24.3 | 2600 | 539 | 4.82 | |
| | 31.6 | 3150 | 702 | 4.49 | | |
| | 25 | 2.2 | 500 | 55 | 9.09 | 84°C |
| | | 3.6 | 750 | 90 | 8.33 | |
| | | 5.4 | 1000 | 135 | 7.41 | |
| | | 7.4 | 1250 | 185 | 6.76 | |
| | | 9.5 | 1500 | 238 | 6.32 | |
| | | 11.8 | 1750 | 295 | 5.93 | |
| | | 14.7 | 2000 | 368 | 5.44 | |
| | | 17.6 | 2300 | 440 | 5.23 | |
| | | 21 | 2600 | 525 | 4.95 | |
| 26.4 | | 3000 | 660 | 4.55 | | |
| 34.3 | 3500 | 858 | 4.08 | | | |
| 38.5 | 3830 | 963 | 3.98 | | | |
| APC12*8 | 22.2 | 2.6 | 500 | 58 | 8.66 | 65°C |
| | | 4.4 | 750 | 98 | 7.68 | |
| | | 6.5 | 1000 | 144 | 6.93 | |
| | | 8.6 | 1250 | 191 | 6.55 | |
| | | 11.5 | 1500 | 255 | 5.88 | |
| | | 14 | 1750 | 311 | 5.63 | |
| | | 17.5 | 2000 | 389 | 5.15 | |
| | | 21 | 2300 | 466 | 4.93 | |
| | | 26 | 2600 | 577 | 4.50 | |
| | 32.2 | 3000 | 717 | 4.18 | | |
| | 37.8 | 3300 | 839 | 3.93 | | |
| | 25 | 2.3 | 500 | 58 | 8.70 | 3min 96°C |
| | | 3.9 | 750 | 98 | 7.69 | |
| | | 5.7 | 1000 | 143 | 7.02 | |
| | | 7.8 | 1250 | 195 | 6.41 | |
| | | 10.2 | 1500 | 255 | 5.88 | |
| | | 12.5 | 1750 | 313 | 5.60 | |
| | | 15.8 | 2000 | 395 | 5.06 | |
| | | 19.3 | 2300 | 483 | 4.77 | |
| 23.7 | | 2600 | 593 | 4.39 | | |
| 30 | | 3000 | 750 | 4.00 | | |
| 47.3 | 3670 | 1163 | 3.10 | | | |

Figura 2.58. Especificaciones técnicas de las propelas recomendadas.

(Fuente: [73])

De color rojo en la Figura 2.58. se muestra la selección de propela para el prototipo.



Figura 2.59. Propela APC 12*8.

(Fuente: [74])

Tabla 2.28. Especificaciones técnicas de la propela.

| Característica | Especificación |
|-------------------|----------------|
| Paso | 8 [pulg] |
| Diámetro hélice | 12 [pulg] |
| Diámetro cubo | 1 [pulg] |
| Grosos del cubo | 0.56 [pulg] |
| Diámetro del eje | 0.25 [pulg] |
| Masa del producto | 1.69 [oz] |
| Color | Gris |

(Fuente: [74])

Selección de la batería

Para la selección de la batería se toma en cuenta las recomendaciones del fabricante del motor [], ya que, para el funcionamiento de los motores se necesita una batería de 4 a 6 celdas y que generen un amperaje en un rango de 8000 a 12000 A. El consumo por parte de los otros dispositivos electrónicos no es tomado en cuenta porque existe un reductor de voltaje dentro de todo el sistema electrónico, para tener valores bajos de consumo en la batería.



Figura 2.60. Batería Turnigy de 10000mAh.

(Fuente: [75] [74])

Tabla 2.29. Especificaciones técnicas de la batería.

| | |
|-------------------------------|---------------------|
| Capacidad mínima | 10000 mAh |
| Configuración | 6S2P/22.2V/6 celdas |
| Descarga constante | 12C |
| Descarga máxima (10 segundos) | 24C |
| Peso | 1320g |
| Dimensiones | 170 x 69 x 56 mm |
| Enchufe de carga | JST- XH |
| Enchufe de descarga | XT90 |

(Fuente: [75] [74])

Sistema electrónico

El sistema electrónico se compone de componentes elementales y complementarios bajo las directrices del ecosistema Cube Pilot [57], todo depende el uso de la aeronave. Se enlista los componentes principales y en la figura 2.61 se muestra el esquema de conexión entre sus elementos para el prototipo VTOL. Los elementos principales son:

- Controlador Pixhawk 2.1 y control remoto
- Batería
- 3 motores
- 2 servos y 4 mini servos
- Buzzer, USB y cámara
- Paquete de telemetría
- Módulo de alimentación
- 3 módulos reductores de voltaje
- GPS y CAN BUS splitter
- Tarjeta de distribución de energía
- 3 controladores electrónicos de velocidad (ESC)

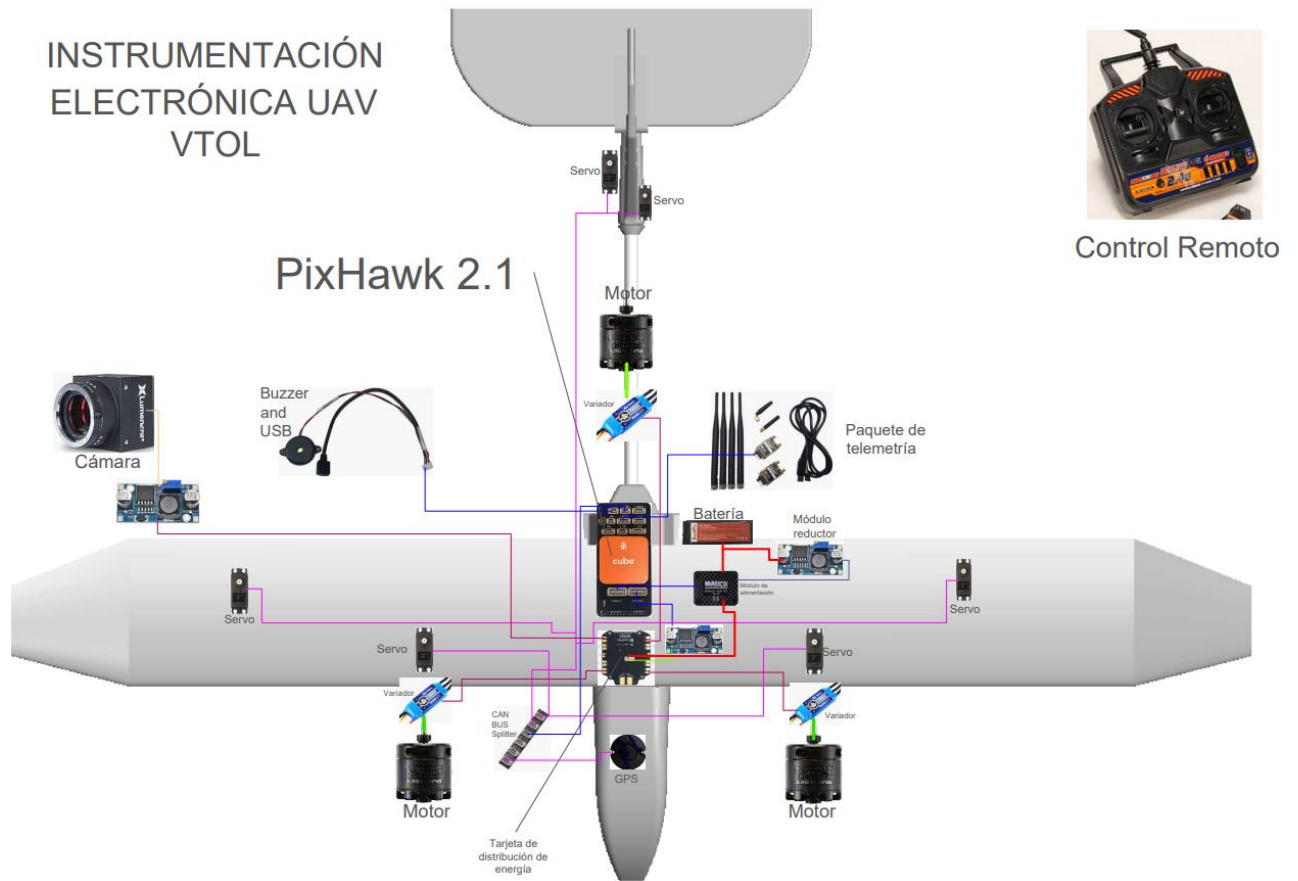


Figura 2.61. Configuración electrónica del UAV VTOL.

(Fuente: Propia)

Instalación software

El software con el que se trabaja es “Ardu Pilot” como se indicó en el criterio de selección de alternativas anteriormente, este software se encarga de controlar todo el sistema electrónico con ayuda del hardware Cube Pilot EcoSystem. Este software soporta modelos UAV con formato tricópteros y sistemas VTOL, por ende, se instala la extensión correcta del software llamado “Mission Planner” como se muestra en la Figura 2.62.



Figura 2.62. Interfaz del software Ardu Pilot “Mission Planner”.

(Fuente: Propia)

Al momento de tener la extensión correcta del programa, el siguiente paso es la configuración y calibración del programa con los elementos del UAV. Se verifica que estén conectados los motores de cada ala, el GPS, los servomotores, la batería y los demás elementos necesario para el correcto funcionamiento del UAV. Finalmente se verifica que el software esté conectado como se muestra en la Figura 2.63.

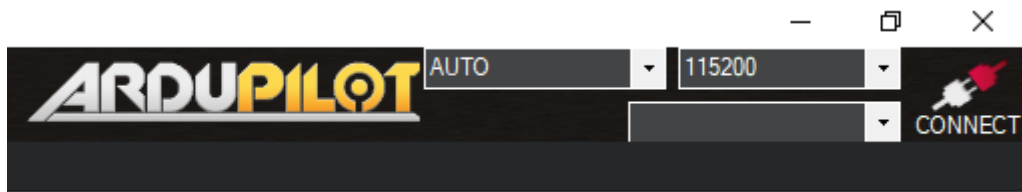


Figura 2.63. Interfaz del software Ardu Pilot “Mission Planner”.

(Fuente: Propia)

Al momento de establecer la conexión con el UAV se procede a calibrar cada elemento mencionado anteriormente en las configuraciones del software para la estabilidad de vuelo del UAV con el sistema VTOL.



Figura 2.64. Configuración de elementos electrónicos

(Fuente: Propia)

Peso real del sistema de propulsión

Usando la asignación de propiedades en el software de diseño mecánico, se obtiene el peso real total del sistema VTOL

$$M_{spr} = \text{Masa total sistema de propulsión real} = 1312,72 \text{ [g]} \quad (13)$$

En comparación con la masa aproximada de propulsión m_{sVTOL} existe un 23,78 % de error en la aproximación.

Cálculo refinado del peso del prototipo

Después del diseño del sistema de propulsión y su posicionamiento en el UAV, la masa total se incrementa debido a los elementos añadidos y acoples utilizados para su ensamblaje, por lo tanto, la masa total al final de todo el proceso C_{final} es:

$$C_{final} = C_T + M_{spr} \text{ [kg]} \quad (14)$$

$$C_{final} = 4,33 + 1,31 = 5,64 \text{ [kg]}$$

Por lo tanto, se demuestra que el factor de seguridad de 2 resguarda el error existente en la aproximación en la masa del sistema de propulsión.

2.10. CONSTRUCCIÓN

Obtener un UAV VTOL desde un punto cero conlleva un proceso muy complejo y demoroso, debido a la gran cantidad de alternativas para la fabricación del prototipo. La fabricación del prototipo se va a dividir en 3 procesos principales: creación de piezas base para el prototipo UAV y sistema VTOL, fabricación de piezas complementarias para ensamble y, por último, la implementación de elementos electrónicos.

Fabricación del prototipo UAV

El primer proceso es el más largo de los mencionados anteriormente, debido a que se fabrican las piezas más importantes para el UAV y se realiza el recubrimiento de estas. Este proceso se va a dividir en varios subprocesos que detallaran paso a paso la fabricación de cada pieza del prototipo, desde la obtención de un elemento de la materia prima (EPS y XPS) hasta su recubrimiento y acabado superficial.

Corte de material EPS y XPS para piezas del UAV

En este proceso se realiza el dimensionamiento de bloques de EPS y XPS para la fabricación de cada parte del UAV que son: fuselaje, tapa del fuselaje, ala derecha e izquierda, estabilizador vertical y horizontal. Para el fuselaje y la tapa se fabrican en material EPS y, para las alas y los estabilizadores se fabrican en material XPS. Luego se realiza el corte de los bloques con ayuda de moldes fabricados para cada pieza o por medio de una mesa de corte.

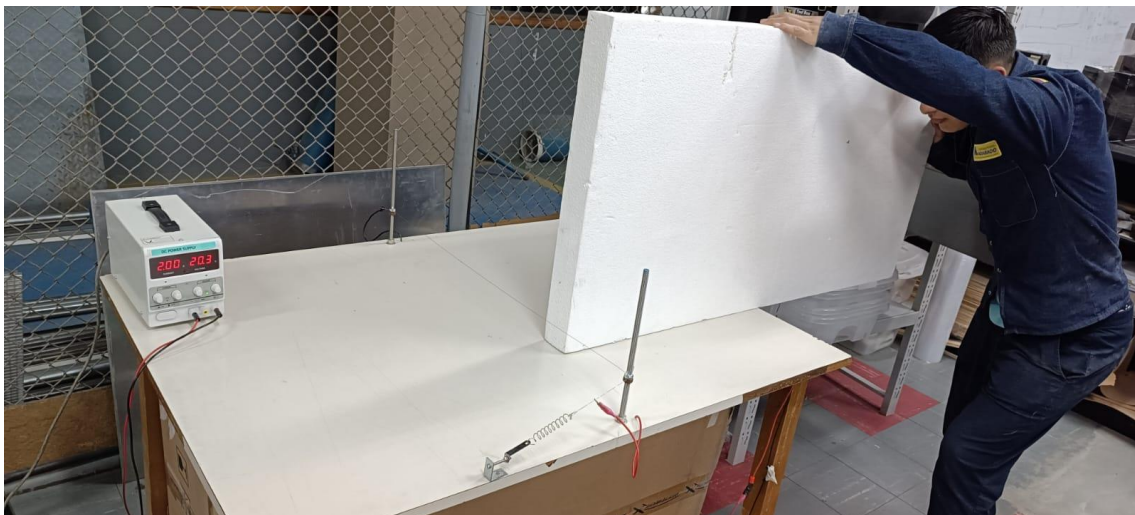


Figura 2.65. Corte de material EPS y XPS.

(Fuente: Propia)

Modelado y pulido de piezas del UAV

Con ayuda de herramientas de corte como: cierra manual pequeña o estiletos, se desbasta las imperfecciones dejadas por los moldes o la mesa de corte. Al obtener la geometría y

dimensiones deseadas de cada pieza del UAV, se procede al pulido de las superficies de cada pieza con ayuda de lijas. El desbaste empieza con lija de tipo 100 de madera para eliminar las superficies más irregulares, luego se procede a pulir con lijas de 200, 400 y 500 para tener una superficie más liza.



Figura 2.66. Modelado de piezas del UAV.

(Fuente: Propia)



Figura 2.67. Pulido de piezas del UAV.

(Fuente: Propia)

Recubrimiento del UAV

Al tener listas las superficies lisas se procede a determinar la cantidad de matriz y recubrimiento necesarias para las piezas pulidas. Indicado anteriormente el tipo de recubrimiento aplicado es tipo “Sándwich”, donde la matriz es Fibra de Carbono y el refuerzo es Resina Epoxi. Primero se corta la fibra de carbono de acuerdo con la complejidad de cada geometría, luego se pesa y prepara la resina Epoxi necesaria para el recubrimiento de cada

pieza. Finalmente, se aplica una capa de resina en las superficies pulidas, encima se coloca la fibra de carbono para tener mejor adherencia con la superficie y se aplica otra capa de resina encima de la fibra de carbono para tener el recubrimiento tipo “Sándwich”.



Figura 2.68. Recubrimiento en el prototipo UAV.

(Fuente: Propia)

Acabado superficial de las piezas del UAV

Para realizar el acabado superficial, se debe esperar alrededor de 24 horas para que se seque el recubrimiento. Luego de cumplir ese tiempo se procede a eliminar irregularidades de las superficies con ayuda de una pulidora o lijas hasta obtener una superficie homogénea y lisa.



Figura 2.69. Pulido de las piezas del UAV.

(Fuente: Propia)

Distribución de capa protectora del UAV

Para tener una mejor protección a altas temperaturas se aplica algunas capas de spray con protección a rayos ultravioletas y también evita un rápido deterioro.



Figura 2.70. Aplicación de capa protectora.

(Fuente: Propia)

Fabricación de piezas complementarias y ensamble del UAV

Para posicionar las diferentes piezas adicionales que lleva el prototipo UAV es necesario la fabricación de piezas que se adapten a la estructura, además de soportar el sistema VTOL brinden seguridad y facilidad en maniobras del UAV.

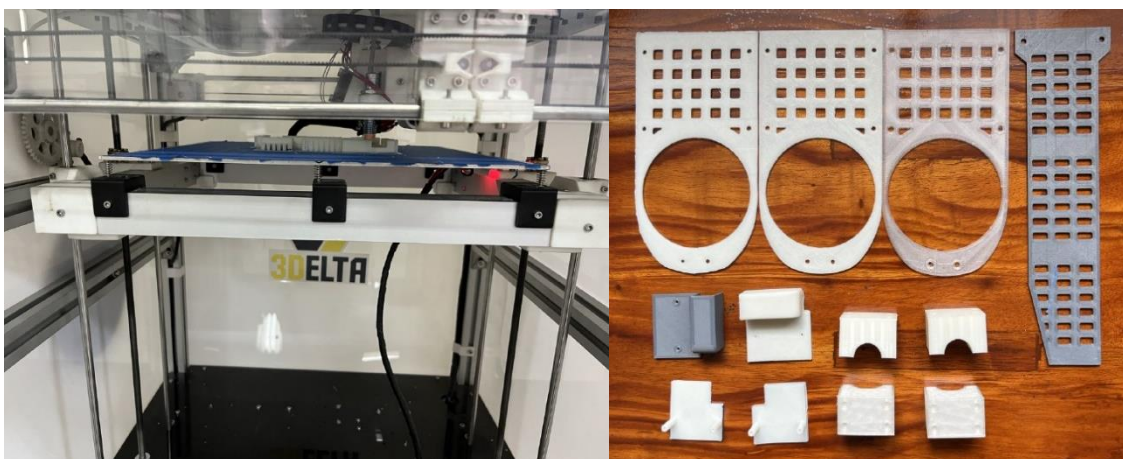


Figura 2.71. Fabricación de piezas complementarias del UAV mediante impresión 3D.

(Fuente: Propia)

Fabricación del Sistema VTOL

Mediante impresión 3D y corte de materiales a mano, se fabrican piezas complementarias que soporten y sostengan, los motores y servomotores que produce el movimiento del sistema VTOL.

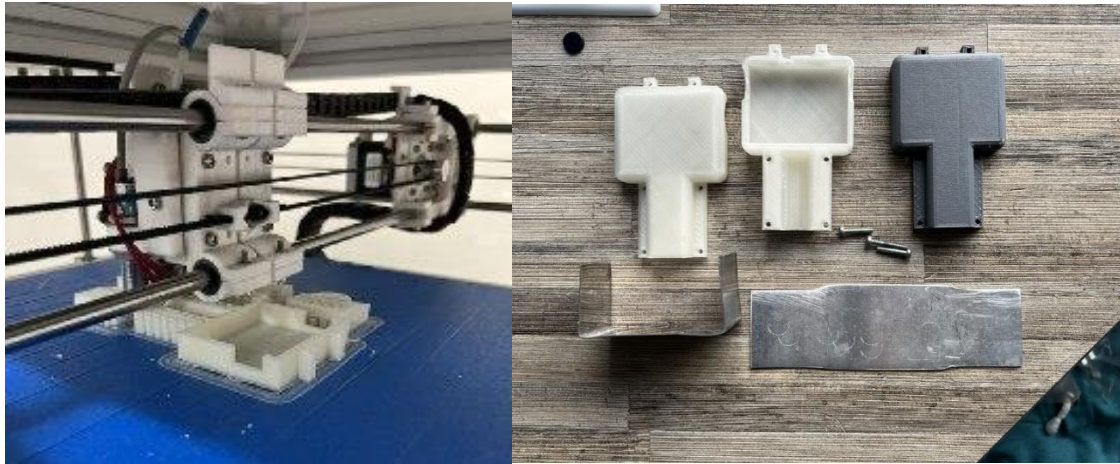


Figura 2.72. Fabricación de piezas complementarias del sistema VTOL mediante impresión 3D.

(Fuente: Propia)

Implementación Electrónica

Dentro de esta fase se colocan todos los implementos electrónicos dentro del UAV, se realizan pruebas para verificar un correcto funcionamiento. De modo que, cada motor, servomotor y mandos trabajen en sincronía con el plan de vuelo.

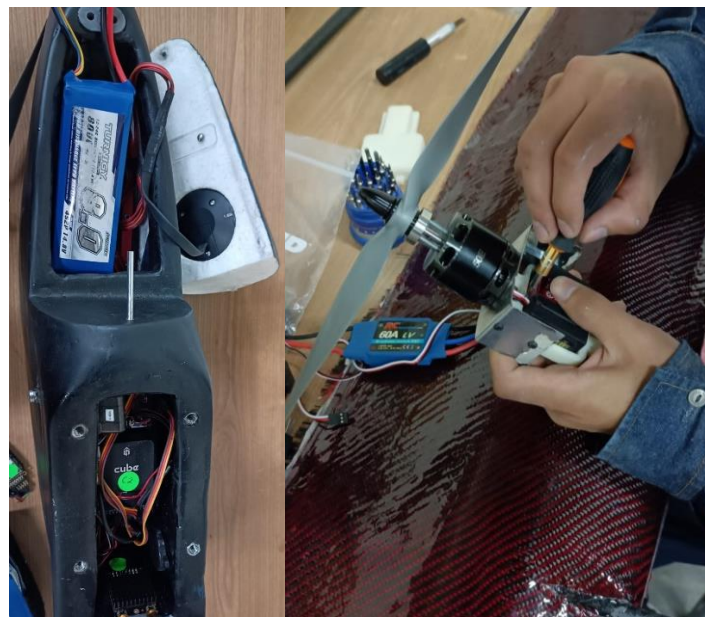


Figura 2.73. Implementación electrónica realizada por un especialista.

(Fuente: Propia)

Ensamble

Esta es la fase más importante mecánicamente hablando, ya que, es la etapa en la cual se posicionan de manera muy precisa todas las piezas mecánicas fabricadas y seleccionadas para formar el UAV tanto interna como externamente.

Implementación del Sistema VTOL

Para el ensamble del sistema VTOL, se introducen los servomotores en las piezas impresas en 3D para apoyarse en el tubo incrustado en el ala del UAV. Asegurando así que el motor del sistema se mantenga fijo y no produzca ningún movimiento inesperado.

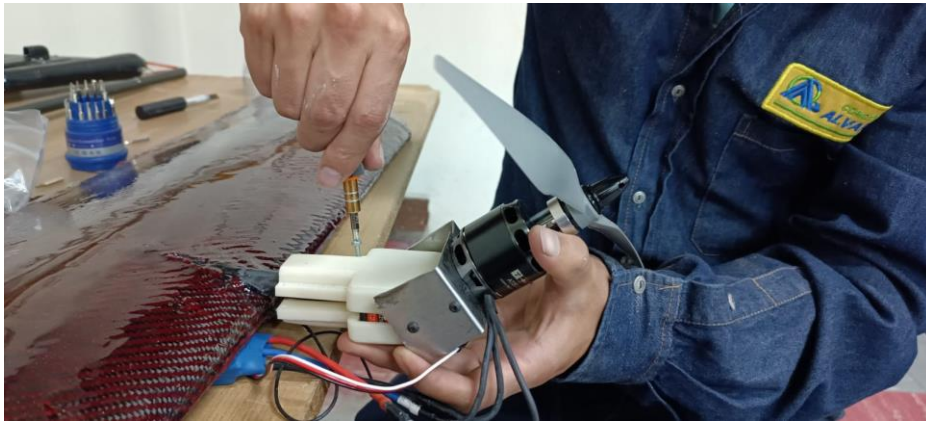


Figura 2.74. Integración e instalación de todas las partes del sistema VTOL.

(Fuente: Propia)

Prototipo final del UAV con sistema VTOL

En la siguiente imagen se muestra el resultado final del UAV con la implementación del sistema VTOL y los acabados pertinentes a cada aspecto del UAV.



Figura 2.75. UAV completamente ensamblado.

(Fuente: Propia)

2.11. TIEMPOS DE FABRICACIÓN

Tanto los costos y tiempos de presentación se presentan de forma tabulada, todos los datos son valores promedio obtenidos durante todas las fases anteriormente detalladas.

Los tiempos de fabricación se presentan de forma separada acorde a las etapas en el proceso de fabricación, obteniendo al final un tiempo total en horas necesarias para crear el prototipo.

Tabla 2.30. Tabla de tiempo ocupado para la fabricación de piezas base de la aeronave.

| FABRICACIÓN PIEZAS BASE | | | | | |
|----------------------------------|----------|------|------------------------|--------------------------|------------|
| | Fuselaje | Alas | Estabilizador vertical | Estabilizador horizontal | |
| Corte | 0,08 | 0,25 | 0,12 | 0,12 | 0,57 |
| Desbaste | 1,67 | 0,75 | 0,33 | 0,33 | 3,08 |
| Pulido base | 0,50 | 0,60 | 0,42 | 0,33 | 1,85 |
| Colocación fibra de carbono | 0,50 | 1,00 | 0,42 | 0,50 | 2,42 |
| Colocación resina | 0,50 | 1,00 | 0,42 | 0,42 | 2,33 |
| Secado resina | 20,00 | | | | 20,00 |
| Pulido recubrimiento | 0,75 | 1,00 | 0,50 | 0,50 | 2,75 |
| Colocación resina imperfecciones | 0,25 | 0,25 | 0,17 | 0,17 | 0,83 |
| Secado resina | 20,00 | | | | 20,00 |
| Pulido final | 0,50 | 0,83 | 0,25 | 0,25 | 1,83 |
| Colocación pintura | 0,33 | 0,50 | 0,25 | 0,25 | 1,33 |
| Colocación capa protectora | 0,08 | 0,08 | 0,08 | 0,08 | 0,33 |
| | | | | | TIEMPO (h) |
| | | | | | 57,33 |

(Fuente: Propia)

Tabla 2.31. Tabla de tiempo utilizado en la fabricación de piezas complementarias.

| FABRICACIÓN PIEZAS COMPLEMENTARIAS | |
|--|------|
| Corte soportes mecanismo VTOL | 0,1 |
| Fabricación soporte motor posterior | 1,0 |
| Impresión del conector estabilizador vertical-horizontal | 1,4 |
| Colocación espacio de anclaje pernos | 0,3 |
| Impresión bases y protectores de servos | 2,0 |
| Impresión asentamiento de pernos unión alas-fuselaje | 1,2 |
| Impresión base batería | 1,0 |
| Fabricación acople cámara | 0,8 |
| Fabricación acople Go-Pro | 0,8 |
| Impresión alojamiento conector posterior | 2,0 |
| TIEMPO (h) | 10,5 |

(Fuente: Propia)

Tabla 2.32. Tabla de tiempo promedio utilizado para el ensamble.

| ENSAMBLE | |
|---|------------|
| Conexión fuselaje-conector posterior-estabilizador vertical | 0,8 |
| Instalación acople estabilizador | 0,3 |
| Instalación soporte mecanismo VTOL | 2,2 |
| Instalación soporte motor posterior | 0,4 |
| Instalación piezas complementarias | 1,5 |
| TIEMPO (h) | 5,2 |

(Fuente: Propia)

Tabla 2.33. Tabla de tiempo necesario para la implementación electrónica.

| IMPLEMENTACIÓN ELECTRONICA | |
|---|------------|
| Instalación motores y servos | 3,0 |
| Instalación hardware y software de control | 3,0 |
| Colocación elementos adicionales (GPS, batería, cámara, etc.) | 0,5 |
| Prueba de funcionamiento de todos los elementos | 2,0 |
| TIEMPO (h) | 8,5 |

(Fuente: Propia)

Tabla 2.34. Tabla del tiempo total necesario para la fabricación del prototipo.

| | |
|---|-------------|
| TIEMPO TOTAL FABRICACIÓN PROTOTIPO (h) | 81,5 |
|---|-------------|

(Fuente: Propia)

2.12. COSTOS DE FABRICACIÓN

Para mostrar el costo de la fabricación se hace mediante el análisis de precios unitario para el prototipo, así se muestra el costo real durante su todo el proceso de producción. Usando este método se toma en cuenta todos los elementos, maquinaria y mano de obra usada.

Tabla 2.35. Tabla del análisis de precios unitario para la construcción del UAV VTOL.

| PROYECTO: CONSTRUCCIÓN DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA VTOL | | | | | |
|--|--|--|--------------|--------|------|
| ANALISIS DE PRECIOS UNITARIOS | | | Tiempo: | 10,19 | días |
| CAPITULO: | 1 | | Unidad: | KGR | |
| CÓDIGO: | R1 | | Horas: | 81,50 | hras |
| RUBRO: | Suministro, fabricación, ensamble e implementación electrónica | | Cantidad: | 5,3 | kg |
| | | | Rendimiento: | 0,0650 | kg/h |

| EQUIPO | | | | | |
|--------|--------------------------|------|--------|------------|-------------|
| COD | ESPECIFICACION | CANT | TARIFA | COSTO UNIT | COSTO TOTAL |
| E1 | Cortadora EPO y EPP FOAM | 1 | 0,25 | 0,25 | 3,84 |
| E2 | Herramienta menor | 1 | 0,25 | 0,25 | 3,84 |
| E3 | Impresora 3D | 1 | 0,25 | 0,25 | 3,84 |
| | | | | | 7,69 |

| MANO DE OBRA | | | | | |
|---------------------|-----------------------------|-------------|---------------|-------------------|--------------------|
| COD | ESPECIFICACION | CANT | TARIFA | COSTO UNIT | COSTO TOTAL |
| MO1 | Especialista en manufactura | 1 | 2,50 | 2,50 | 38,44 |
| MO2 | Especialista en electrónica | 1 | 2,50 | 2,50 | 38,44 |
| | | | | | 76,89 |

| MATERIALES | | | | | |
|-------------------|--|---------------|-------------|-------------------|--------------------|
| COD | ESPECIFICACION | UNIDAD | CANT | COSTO UNIT | COSTO TOTAL |
| MT1 | EPS FOAM | m2 | 0,943 | 1,88 | 1,77 |
| MT2 | XPS FOAM | m2 | 0,943 | 5,21 | 4,91 |
| MT3 | Lija #100 | Unidad | 1,887 | 0,50 | 0,94 |
| MT4 | Lija #400 | Unidad | 1,887 | 0,50 | 0,94 |
| MT4 | Lija #500 | Unidad | 1,887 | 0,50 | 0,94 |
| MT5 | Fibra de carbono | m2 | 0,566 | 15,00 | 8,49 |
| MT6 | Resina | lt | 0,189 | 40,00 | 7,55 |
| MT7 | Pintura | lt | 0,075 | 10,63 | 0,80 |
| MT8 | Pintura protectora | lt | 0,189 | 6,00 | 1,13 |
| MT9 | Tubo fibra de carbono Diámetro 9mm | m | 0,189 | 8,00 | 1,51 |
| MT10 | Tubo fibra de carbono Diámetro 16mm | m | 0,189 | 12,00 | 2,26 |
| MT11 | Plástico PLA | kg | 0,377 | 20,00 | 7,55 |
| MT12 | Plástico ABS | kg | 0,377 | 21,00 | 7,92 |
| MT13 | Perno galvanizado estrella (d=4mm * 42 mm) | Unidad | 3,774 | 0,40 | 1,51 |
| MT14 | Tuerca hexagonal larga galvanizada (d=4mm) | Unidad | 3,774 | 0,40 | 1,51 |
| MT15 | ESC | Unidad | 0,566 | 20,00 | 11,32 |
| MT16 | Motor (X3520-8 KV520) | Unidad | 0,566 | 50,00 | 28,30 |
| MT17 | Propela (12*8) | Unidad | 0,566 | 25,00 | 14,15 |
| MT18 | Servos | Unidad | 1,132 | 30,00 | 33,96 |
| MT19 | Tarjeta de control Pixhawk | Unidad | 0,189 | 90,00 | 16,98 |
| MT20 | GPS | Unidad | 0,189 | 13,00 | 2,45 |
| MT21 | Batería | Unidad | 0,189 | 150,00 | 28,30 |
| MT22 | Lamina de aluminio | Unidad | 0,189 | 5,00 | 0,94 |
| MT23 | Paquete de telemetría | Unidad | 0,189 | 135,00 | 25,47 |
| | | | | | 211,64 |

| | | |
|----------------------|-----|--------|
| COSTO DIRECTO | | 296,21 |
| INDIRECTO | 5% | 14,81 |
| UTILIDAD | 12% | 35,55 |

| | |
|------------------------|--------|
| PRECIO UNITARIO | 346,57 |
|------------------------|--------|

| | |
|-------------------------------|------------|
| PRECIO TOTAL PROTOTIPO | \$1.836,80 |
|-------------------------------|------------|

(Fuente: Propia)

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1. Resultados

El benchmarking realizado permite determinar especificaciones técnicas referenciales del UAV a construir

Tabla 2.36. Tabla resumen de las especificaciones técnicas.

| Concepto | Descripción |
|-------------------------|---|
| Función | Despegar y aterrizar de forma vertical en terrenos poco favorables; Conservar todas las propiedades del UAV de ala fija; Obtención de máxima eficiencia durante todas las etapas de vuelo |
| Energía | Energía eléctrica; Motor eléctrico (Rango de voltaje) |
| Capacidad de carga | 1 kg máximo |
| Grado de automatización | Dual; Automático con planes de vuelo; Manual en casos extremos |
| Materiales | EPS y XPS como estructura base Recubrimiento de fibra de carbono (alternativa papel KRAFT) PLA, ABS; componentes adaptativos |

(Fuente: Propia)

De la casa de la calidad se obtiene los siguientes criterios de selección:

- Funcionalidad
- Operación
- Manufactura
- Costo
- Tiempo de vuelo

El análisis funcional de cada sistema que compone el UAV condesciende en 3 módulos:

Módulo 1: Fabricar aeronave.

Módulo 2: Seleccionar y fabricar sistema VTOL.

Módulo 3: Implementar sistema de control y auxiliares en el UAV.

Las soluciones para cada módulo y las tablas con los criterios de selección permiten obtener 2 soluciones virtuales que son:

- Primera alternativa: UAV tipo Skywalker, fabricación por mesas de corte, procesos de manufactura manual, recubrimiento con estructura tipo sándwich. VTOL tipo cuadricóptero, fabricación método híbrido Sistema de control Cube pilot ecosystem, Software PX4 Autopilot, impresión 3D, ensamble con método tradicional.
- Segunda alternativa: UAV tipo Event 386, fabricación por mesa de corte, proceso de manufactura manual, recubrimiento con estructura tipo sándwich. VTOL tipo

tricóptero, fabricación método híbrido. Sistema de control Cube pilot ecosystem, Software Ardupilot, impresión 3D, ensamble con método tradicional.

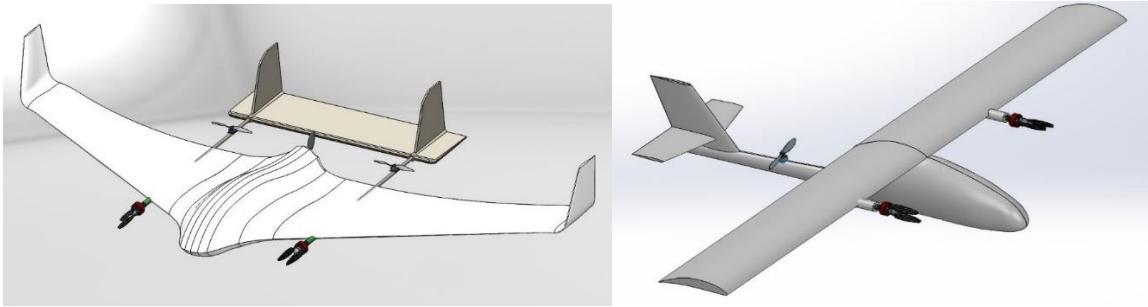


Figura 2.76. Soluciones resultantes de prioridad 1 y 2.

(Fuente: Propia)

El análisis aerodinámico usando Mach Up entrega como mejor solución la numero 2 ya que establece como tiempo estimado de vuelo 59,6 minutos y un rango de 46,5 km.

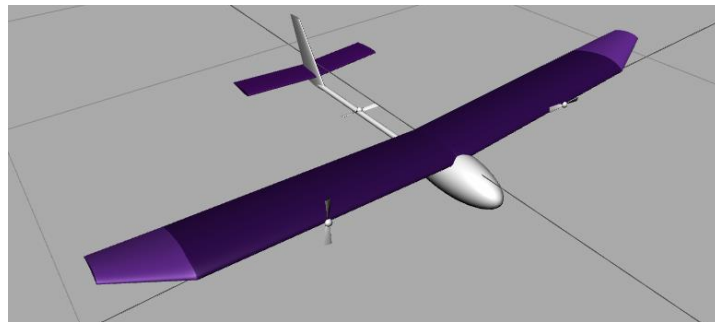


Figura 2.77. Alternativa final resultante del análisis aerodinámico.

(Fuente: Propia)

La seccion de cálculos establece la máxima potencia requerida para el vuelo la cual es 1302,34 W.

La simulacion usando elementos finitos (Ansys Student) para determinar la deformación del ala recubierta establece un máximo de 13,22 mm en el eje Z de coordenadas locales (figura 2.47).

Para el comportamiento del soporte VTOL el máximo de deflección es 0,49mm en el eje Z de coordenadas locales (figura 2.52).

El motor selccionado es el FOXTECH X3520-8 KV520 y la propela recomendada es APC 12*8 cuyas especificaciones técnicas se encuentra en la figura 2.59.

El tiempo de fabricación total del prototipo es 81,5 horas (tabla 2.34).

El costo de fabricación del prototipo se estima en 1836,80 dólares (tabla 2.35).

Finalmente, la construcción del prototipo muestra el modelo VTOL ensamblado y listo para pruebas de campo.

3.2. Discusión

El presente trabajo inicia con la investigación referente a UAVs VTOL que se encuentran en diferentes partes del mundo y de las cuales se obtiene un benchmarking relacionado con el prototipo que se pretende construir. Seguido a este proceso se obtiene especificaciones técnicas referenciales que sirven de guía al diseñador, con el objetivo de obtener una base común entre las aeronaves investigadas. Posterior se realiza la casa de la calidad para extraer criterios de selección para la elección de alternativas que son colocadas en cada uno de los módulos del prototipo.

De las numerosas alternativas creadas entre la mixtura de soluciones se anulan las opciones que no son viables y con la calificación obtenida en tablas se definen soluciones virtuales con prioridades de orden 1 y 2. De estas 2 finales se ingresa en el programa Mach Up sus geometrías exactas para tabular las características aerodinámicas con sus aproximados tiempos y rangos de vuelo, que son menor a 1 h y 50 km respectivamente, se determina como valores aceptables en comparación con las aeronaves anteriormente investigadas.

Se realiza cálculos para determinar la potencia máxima requerida por el UAV que se establece en 1302,34 W para cada motor y sirve de base para la selección de motores existentes en el mercado, específicamente el modelo FOXTECH X3520-8 KV520 con su respectiva propela APC 12*8 que en funcionamiento provoca la sustentación necesaria para levantar la aeronave. También se realiza simulaciones usando elementos finitos para determinar el comportamiento tanto del ala recubierta y el soporte VTOL, se observa que la deformación en el ala no supera los 14 mm y en el soporte no llega a 1 mm. Así, se demuestra que el uso de recubrimiento y los tubos de fibra de carbono permite soportar el peso extra provocado por el sistema VTOL tanto en reposo como en total funcionamiento.

Como etapa final y más importante se recurre a la aplicación de procesos locales de manufactura para construir el prototipo, extrayendo de cada fase los tiempos y costos de fabricación que promedian las 81,5 horas de labor y los \$ 1836,80.

4. CONCLUSIONES

Mediante la aplicación de procesos locales de manufactura y uso del diseño mecánico se logró construir por completo un UAV pequeño con un sistema de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).

La extenuante revisión bibliográfica realizada en este trabajo dio como resultado una pequeña base de aeronaves que incorporan sistema VTOL y que pueden ser un punto de partida para trabajos de similares características.

Usando manufactura aditiva y procesos mecánicos de construcción fue posible obtener elementos que integrados entre si componen el mecanismo VTOL adaptable propio para el tipo de aeronave mostrada en este trabajo.

El correcto uso de procesos de manufactura en el laboratorio de UAVs de la EPN desencadenó en la fabricación precisa y ordenada de las partes del UAV que en su posterioridad forman parte integral del UAV VTOL.

La aplicación del software libre Mission Planner logró evaluar las condiciones bajo las que este tipo de aeronave se comporta bajo condiciones controladas y durante las fases de vuelo para las que fue diseñada.

Se concluye que el prototipo UAV con sistema VTOL que fue diseñado y construido en el laboratorio ATA de la Escuela Politécnica Nacional, es una muy buena alternativa de elección para evitar la compra de estos prototipos en el mercado local o extranjero.

Referencias bibliográficas

- [1] J. Sani, A. Tierra y A. Robayo, «Vehículos aéreos no tripulados-UAV para la elaboración de cartografías escalas grandes referidas al marco de referencia SIRGAS-ECUADOR,» de *Congreso de ciencia y tecnología ESPE*, 2015.
- [2] H. Hildmann y E. Kovacs, «Using unmanned aerial vehicles (UAVs) as mobile sensing platforms (MSPs) for disaster response, civil security and public safety,» *Drones*, vol. 3, nº 3, p. 59, 2019.
- [3] O. Cohen, A. Cartier y M.-H. Ruz, «Mapping coastal dunes morphology and habitats evolution using UAV and ultra-high spatial resolution photogrammetry,» de *International Workshop "Management of coastal dunes and sandy beaches" (12 - 14 June 2018, Dunkirk, France)*, 2018.
- [4] J. Cearns, S. Huxley, D. García y B. Lacasse, «UAV Catapult,» California, 2019.
- [5] G. Jiménez, M. Mulero y E. Saumeth, *Vehículos aéreos no tripulados en América*, Madrid: Information & Design Solution, S.L., 2013.
- [6] M. Ruipérez, «Diseño y fabricación de un dron mediante impresión 3D,» de (*Doctoral dissertation, Universitat Politècnica de València*)., 2016.
- [7] J. Barzallo, *Desarrollo y construcción de un vehículo aéreo no tripulado de despegue y aterrizaje vertical (Bachelor's thesis, Quito)*, 2018.
- [8] A. Herrera, *Diseño e implementación del sistema de vuelo autónomo de un vehículo aéreo no tripulado para el reconocimiento en zonas hostiles azotadas por el narcoterrorismo en la Amazonía Peruana*, 2015.
- [9] JOUAV, «VTOL fixed-wing UAV industry in-depth research report (one).,» 06 Abril 2021. [En línea]. Available: <https://www.jouav.com/news/vtol-fixed-wing-uav-one.html>. [Último acceso: 05 Agosto 2021].
- [10] Y. Seunghee, H. Jinyeong, J. Sekyung y K. Yongjin, «Technical Analysis of VTOL UAV,» South Korea, 2016.
- [11] L. Zhenchang, G. Jie, L. Menting, T. Shengjing y W. Xiao, «VTOL UAV Transition Maneuver Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion,» Paul Williams, Beijing, China, 2018.
- [12] J. Daeil y K. Yongjin, «Development of Autonomous VTOL UAV for Wide Area Surveillance,» South Korea, 2019.
- [13] G. Rajan y D. Raffaello, «An Annular Wing VTOL UAV: Flight Dynamics and Control,» Switzerland, 2020.
- [14] US Department of Defense, *Unmanned systems roadmap 2007-2032*, 2007.
- [15] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*, Manassas : AIAA EDUCATION SERIES, 2012.

- [16] A. Ohta, «Sky magic: Drone entertainment show,» de *ACM SIGGRAPH 2017*, 2017.
- [17] A. Rodríguez, «Tipos de drones y sus características,» iberfdrone, 3 Octubre 2019. [En línea]. Available: <https://iberfdrone.es/tipos-drones-y-caracteristicas/>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [18] Aerial Insights, «¿Cuántos tipos de drones existen en el mercado?,» 29 Septiembre 2020. [En línea]. Available: <https://www.aerial-insights.co/blog/tipos-de-drones/>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [19] droneymas, «Tipos de Drone en el mercado,» 10 Septiembre 2021. [En línea]. Available: <https://www.droneymas.com/tipos-de-drone/>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [20] AreaDron, «¿Qué tipos de drones existen?,» 28 Octubre 2019. [En línea]. Available: <https://www.areadron.com/que-tipos-de-drones-existen/>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [21] AREATECNOLOGIA, «DRONES Y TIPOS DE DRONES,» 11 Septiembre 2021. [En línea]. Available: <https://www.areatecnologia.com/aparatos-electronicos/drones.html>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [22] Embention, «Drones VTOL híbridos, autonomía con despegue y aterrizaje vertical,» 9 Julio 2021. [En línea]. Available: <https://www.embention.com/es/news/drones-vtol-hibridos-autonomia-con-despegue-y-aterrizaje-vertical/>. [Último acceso: 12 Septiembre 2021].
- [23] isetek, «Liondrone VTOL version V2,» [En línea]. Available: <https://www.isetek.pe/detalle.php?c=hdktOkdKbYHkQis2w fq6Ff83FcxRXws5>.
- [24] Embention, «Drones VTOL híbridos, autonomía con despegue y aterrizaje vertical,» 09 julio 2021. [En línea]. Available: <https://www.embention.com/es/news/infinidad-de-configuraciones-drones-vtol-hibridos/>. [Último acceso: 15 agosto 2021].
- [25] T. Matsumoto, K. Kita, R. Suzuki, A. Oosedo, K. Go, Y. Hoshino, A. Konno y M. Uchiyama, «A Hovering Control Strategy for a Tail-Sitter VTOL UAV that Increases Stability Against Large Disturbance,» de *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Anchorage, 2010.
- [26] A. Saeed, A. Younes, S. Islam, L. Seneviratne y G. Cai, «A Review on the Platform Design, Dynamic Modeling and Control of Hybrid UAVs,» de *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Denver, 2015.
- [27] R. Stone y G. Clarke, «The T-Wing: A VTOL UAV for Defense and Civilian Applications,» *Defense and Civil Applications*, 2001.
- [28] WINGTRAONE, «Tailsitters vs. quadplanes – why a VTOL tailsitter is the best surveying drone for your mapping missions,» WINGTRA, 29 Noviembre 2018. [En línea]. Available: <https://wingtra.com/tailsitters-vs-quadplanes-why-a-vtol-tailsitter-is-the-best-surveying-drone-for-your-mapping-missions/>. [Último acceso: 27 Septiembre 2021].
- [29] D. Li, «Design of a New VTOL UAV by Combyning Cycloidal Blades and FanWing Propellers,» de *2013 IEEE Aerospace Conference*, Nanchang, 2013.

- [30] WordPress, «RENTADRONE,» 30 05 2018. [En línea]. Available: <https://rentadrone.cl/multi-rotor-o-ala-fija-aprende-a-elegir/>. [Último acceso: 23 10 2021].
- [31] DRONES.MX, «UNMANNEDSYSTEMS,» 11 julio 2016. [En línea]. Available: <https://drones.mx/blog/Conociendo-a-los-drones-El-fuselaje/>. [Último acceso: 12 octubre 2021].
- [32] ARDUPILOT, «Autopilot Hardware Options,» ArduPilot Dev Team, 2021. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/plane/docs/common-autopilots.html>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [33] ARDUPILOT, «The Cube Overview,» ArduPilot Dev Team, 2021. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/plane/docs/common-thecube-overview.html>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [34] CubePilot, «What is CubePilot?,» CubePilot, 2019. [En línea]. Available: <https://docs.cubepilot.org/user-guides/>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [35] DRONE DOJO, «Selecting a Drone Flight Controller,» Drone Dojo - Kadence WP, 28 Marzo 2019. [En línea]. Available: <https://dojofordrones.com/drone-flight-controller/>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [36] ARDUPILOT, «Beagle Bone Blue,» ArduPilot Dev Team, 2021. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/plane/docs/common-beagle-bone-blue.html>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [37] ARDUPILOT, «The Cube Orange With ADSB-In Overview,» ArduPilot Dev Team, 2021. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-thecubeorange-overview.html>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [38] DJL, «NAZA-M V2,» DJL All Rights Reserved, 2020. [En línea]. Available: <https://www.dji.com/naza-m-v2>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [39] ARDUPILOT, «Plane Home,» ArduPilot, 2021. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/plane/>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [40] px4 autopilot, «Software Overview,» px4 autopilot, 2021. [En línea]. Available: <https://px4.io/software/software-overview/>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [41] DRONES TREST, «Complete List of Flight Controller Firmware Projects,» Drones Trest, 2 Maro 2018. [En línea]. Available: <https://blog.dronetrest.com/flight-controller-firmware/>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [42] AERTEC Solutions, «Infografía/Sistema de propulsión de aeronaves,» AERTEC, 2021. [En línea]. Available: <https://aertecsolutions.com/multimedia/infografia-sistemas-de-propulsion-aerea/>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [43] El vuelo del Drone, «Uso y cuidado de baterías Li-Po,» El vuelo del Drone, 13 Marzo 2020. [En línea]. Available: <https://elvuelodeldrone.com/blog-de-drones/uso-cuidado-baterias-para-drones/>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].

- [44] DronProfesional, «¿Cuáles son las partes de un dron?,» DRONPROFESIONAL.COM, 23 Marzo 2018. [En línea]. Available: <https://dronprofesional.com/blog/cuales-son-las-partes-de-un-dron/>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [45] ASOC. PASIÓN POR VOLAR, «Hélices de avión,» ASOC. PASIÓN POR VOLAR, 14 Febrero 2010. [En línea]. Available: <https://www.pasionporvolar.com/helices-de-avion/>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [46] A. M. Franconetti, «Diseño y fabricación mediante tecnologías aditivas,» Sevilla, 2016.
- [47] L. C., «3dnatives,» 07 enero 2019. [En línea]. Available: <https://www.3dnatives.com/es/top-8-drones-impresion-3d-14072016/#!>. [Último acceso: 18 octubre 2021].
- [48] O. E. Guerrero, «Procesos de manufactura en Ingeniería Industrial,» 2008.
- [49] J. A. B. Egüez, «Desarrollo y Construcción de un Vehículo Aéreo No,» Quito, 2018.
- [50] AEROSEED SKY, «SUPER STOL VTOL,» Aeroseed Sky, 2019. [En línea]. Available: <https://www.aeroseedsky.com/product-page/super-stol-vtol>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [51] AliExpress, «Makeflyeasy Striver mini 2100mm VTOL,» AliExpress.com, 2021. [En línea]. Available: https://es.aliexpress.com/item/1005002941932597.html?algo_pvid=a72f6a23-5708-4831-ae82-e28ca36c258c&algo_exp_id=a72f6a23-5708-4831-ae82-e28ca36c258c-2. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [52] ALIBABA, «Foxtech-Dron Profesional de ala fija,» Alibaba.com, Septiembre 2021. [En línea]. Available: https://spanish.alibaba.com/product-detail/foxttech-loong-profesional-1-3kg-payload-military-fixed-wing-dron-uav-vtol-for-surveillance-with-uav-zoom-camera-1600258596516.html?spm=a2700.7735675.normal_offer.d_image.75074ae0sQzAZk&s=p. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [53] Alibaba.com, «Foxtech Nimbus V2 VTOL de largo alcance UAV VTOL UAV de ala fija,» Alibaba.com, 2021. [En línea]. Available: <https://spanish.alibaba.com/product-detail/foxttech-nimbus-v2-vtol-long-range-uav-vtol-fixed-wing-uav-for-mapping-and-inspection-60821851401.html?spm=a2700.wholesale.0.0.490d2770HtMy4S>. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [54] ALIBABA, «Foxtech Nimbus V2 VTOL Long Range UAV VTOL Fixed Wing UAV for Mapping and Inspection,» 1999-2022 Alibaba.com , 2021 11 20. [En línea]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/Foxttech-Nimbus-V2-VTOL-Long-Range_60821851401.html?spm=a2700.galleryofferlist.normal_offer.d_title.5db234a5tUET5C. [Último acceso: 5 12 2022].
- [55] XUWING, «Xuwing.com Finwinghobby Renamed to Xuwing,» XUWING, 2021. [En línea]. Available: <https://finwinghobby.com/goods.php?id=165>. [Último acceso: 20 Noviembre 2021].

- [56] Hotwire Systems, «hotwiresystems,» 2013. [En línea]. Available: <https://hotwiresystems.com/es/maquina-cnc-de-corte-de-espuma/>. [Último acceso: 03 febrero 2022].
- [57] CubePilot, «CubePilot Ecosystem Autopilot Wiring Diagram (Multilingual),» Gitbook, 10 Enero 2021. [En línea]. Available: <https://docs.cubepilot.org/user-guides/cubepilot-ecosystem/cubepilot-ecosystem-autopilot-wiring-diagram>. [Último acceso: 8 Febrero 2022].
- [58] navio2, «Navio2 board Turn your Raspberry Pi into a drone controller by using the might of sensors and controllers on board,» 2021 Emlid Ltd, 2021. [En línea]. Available: <https://navio2.emlid.com/>. [Último acceso: 8 Febrero 2022].
- [59] PX4 autopilot software, «Home Px4 Autopilot Software Loading Firmware Copter Documentation,» Company Zpzpays.Top All Rights Reserved, 2021. [En línea]. Available: <https://www.capuncless.ga/products.aspx?cname=px4+autopilot+software&cid=7&xi=3&xc=20>. [Último acceso: 8 Febrero 2022].
- [60] ARDUPILOT, «ArduPilot Versatile, Trusted, Open,» Ardupilot.org, 2022. [En línea]. Available: <https://ardupilot.org/>. [Último acceso: 8 Febrero 2022].
- [61] L. F. Carpintero, «Diseño de un sistema de fabricación flexible robotizado empleando agvs como mesa de trabajo móvil. Aplicación a la producción automatizada de drones,» Valencia, 2020.
- [62] V. Alulema, E. Valencia, E. Cando, V. Hidalgo y D. Rodríguez, «Propulsion Sizing Correlations for Electrical and Fuel Powered Unmanned Aerial Vehicles,» *Aerospace*, vol. 8, p. 171, 2021.
- [63] E. Valencia, V. Alulema y D. Rodríguez, «Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion System,» *Intech Open*, 2019.
- [64] D. Verstraete, J. L. Palmer y M. Hornung, «Preliminary Sizing Correlations for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle Characteristics,» *Journal of Aircraft*, vol. 55(2), pp. 715-726, 2018.
- [65] F. Götten, F. F. C. Braun, M. Havermann, C. Bil y F. Gómez, «Empirical Correlations for Geometry Build-Up of Fixed Wing Unmanned Air Vehicles,» de *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2018)*, Chengdu, 2018.
- [66] Á. Gómez-Rodríguez, A. Sanchez-Carmona, L. García-Hernández y C. Cuerno-Rejado, «Preliminary Correlations for Remotely Piloted Aircraft Systems Sizing,» *Aerospace 5*, vol. 1, p. 5, 2018.
- [67] H. R, Ingeniería Mecánica Estática, 10 ed., Ciudad de México: PEARSON EDUCATION, 2004.
- [68] J. Marín, Apuntes de Diseño de Máquinas, Alicante: Club Universitario, 2008.
- [69] M. B. T. Ü. Özgür Dündar, «Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV,» *Engineering Science and Technology, and international journal*, p. 8, 2020.

- [70] B. Wang, Z. Hou, Z. Liu, Q. Chen y X. Zhu, «Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter,» *Hindawi Publishing Corporation*, vol. 2016, p. 11, 2016.
- [71] B. Yuksek, A. Vuruskan, U. Ozdemir, M. Yukselen y G. Inalhan, «Transition Flight Modeling of a Fixed-Wing VTOL UAV,» *J Intell Robot Syst*, Istanbul, 2016.
- [72] EVENT 38 UNMANNED SYSTEMS, «The E386 Mapping Drone,» *Event 38 Unmanned Systems 2022*, Ohio, 2022.
- [73] FOXTECH, «Foxtech X3520-8 KV520 Brushless Motor,» *FOXTECHFPV.COM*, Hong Kong, 2022.
- [74] APC PROPELLERS, «HOME / INTERNAL COMBUSTION ENGINES / SPORT / 12x8,» *ADVANCED PRECISION COMPOSITES*, 2022.
- [75] HobbyKing.com, «HobbyKing.com,» [En línea]. Available: https://hobbyking.com/es_es/turnigy-high-capacity-10000mah-6s-12c-multi-rotor-lipo-pack-w-xt90.html?__store=es_es. [Último acceso: 12 12 2022].
- [76] H. Hildmann y E. Kovacs, «Using unmanned aerial vehicles (UAVs) as mobile sensing platforms (MSPs) for disaster response, civil security and public safety,» *Drones*, vol. 3, nº 3, p. 59, 2019.
- [77] mirkix/BBBMINI, «BBBmini,» *GitHub, Inc*, 13 Diciembre 2020. [En línea]. Available: <https://github.com/mirkix/BBBMINI>. [Último acceso: 13 Septiembre 2021].
- [78] debian, «Chapter 1. Definitions and overview,» *debian*, [En línea]. Available: <https://www.debian.org/doc/manuals/debian-faq/basic-defs.en.html#whatisdebian>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [79] Free Software Foundation, Inc., «GCC,» *FREE SOFTWARE DIRECTORY*, 2021. [En línea]. Available: <https://directory.fsf.org/wiki/Gcc>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [80] Free Software Foundation, Inc. , «GCC, the GNU Compiler Collection,» *GCC Team*, 16 Septiembre 2021. [En línea]. Available: <https://gcc.gnu.org/>. [Último acceso: 29 Septiembre 2021].
- [81] AliExpress, «Kit de avión Harry S1100 GRIS,» *AliExpress*, 2021. [En línea]. Available: https://es.aliexpress.com/item/1005003033121516.html?spm=a2g0o.detail.0.0.5e1a4c829QBCoh&gps-id=pcDetailBottomMoreThisSeller&scm=1007.13339.169870.0&scm_id=1007.13339.169870.0&scm-url=1007.13339.169870.0&pvid=14051c26-658d-49a5-84d5-02723da0a433&_t=gps-id. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [82] WINGTRA, «DRON PROFESIONAL WINGTRAN PARA TOPOGRAFÍA Y CARTOGRAFÍA,» *WINGTRA*, 2021. [En línea]. Available: https://wingtra.com/es/dron-mapeo-wingtraone/?utm_medium=ppc&utm_source=adwords&utm_term=drones%20de%20topografia&utm_campaign=Search+Spanish&hsa_src=g&hsa_kw=drones%20de%20topografia&hsa_mt=b&hsa_acc=4317485621&hsa_grp=122404266384&hsa_ad=487925371358&hs. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].

- [83] WINGTRA, «Especificaciones técnicas,» *Drone WingtraOne*, vol. 1, nº 1, p. 18, 2020.
- [84] Alibaba.com, «HY-1800R UAV Portable Multi function and purpose Fully autonomous tilt rotor drone UAV,» Alibaba.com, 2021. [En línea]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/Portable-Multi-function-and-purpose-Fully_62423460129.html?spm=a2700.galleryofferlist.normal_offer.d_title.7403708aTHwqQx. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [85] FOXTECH, «Foxtech Nimbus VTOL V2-Tilting System,» FOXTECHFPV.COM, Hong Kong, 2022.

ANEXO I. Cube Pilot ecosystem

