



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

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

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

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

**TEMA: INVESTIGACIÓN, DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE
UN PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO
FIXED WING CAPAZ DE SEGUIR UNA TRAYECTORIA DE
VUELO PREDEFINIDA PARA LA ADQUISICIÓN DE
IMÁGENES.**

AUTORES:

DIEGO GABRIEL CHANO TOMARIMA

JUAN ANDRÉS GARCÉS ALBÁN

DIRECTORA: ING. ANDREA CÓRDOVA

LATACUNGA

2018



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

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Certificó que el trabajo de titulación, **“INVESTIGACIÓN, DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO FIXED WING CAPAZ DE SEGUIR UNA TRAYECTORIA DE VUELO PREDEFINIDA PARA LA ADQUISICIÓN DE IMÁGENES”** realizado por los señores **Diego Gabriel Chano Tomarima** y **Juan Andrés Garcés Albán**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo que cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar a los señores **Diego Gabriel Chano Tomarima** y **Juan Andrés Garcés Albán** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 6 de Marzo del 2018

Atentamente:

Ing. Córdova Andrea.

DIRECTORA



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

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Nosotros, **Diego Gabriel Chano Tomarima**, con cédula de ciudadanía N° 1724579915 y **Juan Andrés Garcés Albán**, con cédula de ciudadanía N° 1804476479, declaramos que este trabajo de titulación “**INVESTIGACIÓN, DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO FIXED WING CAPAZ DE SEGUIR UNA TRAYECTORIA DE VUELO PREDEFINIDA PARA LA ADQUISICIÓN DE IMÁGENES**” ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

Latacunga, 6 de Marzo del 2018

Diego Gabriel Chano Tomarima

C.C.: 1724579915

Juan Andrés Garcés Albán

C.C.: 1804476479



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

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

AUTORIZACIÓN

Nosotros, **Diego Gabriel Chano Tomarima y Juan Andrés Garcés Albán**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la Biblioteca Virtual de la Institución el presente trabajo de titulación **“INVESTIGACIÓN, DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO FIXED WING CAPAZ DE SEGUIR UNA TRAYECTORIA DE VUELO PREDEFINIDA PARA LA ADQUISICIÓN DE IMÁGENES”** cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra autoría y responsabilidad.

Latacunga, 6 de Marzo del 2018

Diego Gabriel Chano Tomarima

C.C.: 1724579915

Juan Andrés Garcés Albán

C.C.: 1804476479

DEDICATORIA

El presente proyecto dedico orgullosamente a mi madre Carmelina Chano quien supo brindarme su amor y apoyo incondicional. Todo te lo debo a ti mamá porque tú estás desde el principio de mi vida, cultivándome para ser una persona de bien. Mamita tu eres mi ejemplo a seguir, ya que me enseñaste que no hay nada imposible y él que persevera alcanza. Dios supo recompensarme contigo, te amo mamita.

También dedico este proyecto a mi familia, mi hijo y mi esposa, Santiago y Mariuxi, quienes se convirtieron en mi fortaleza de vida ya que depositan su confianza y su amor en mi persona. La vida nos presenta momentos hermosos y maravillosos y siempre Dios está presente en ello.

Diego Gabriel Chano Tomarima

DEDICATORIA

El presente proyecto dedico con gratitud a mis Padres, Rosa Albán y Juan Garcés, quienes me han brindado su apoyo incondicional durante el transcurso de mi vida estudiantil y que gracias a sus consejos y ejemplo he podido desenvolverme con éxito ante la vida, siempre atesoraré sus consejos y su cariño.

A mi hermano, Jonathan Garcés, que se ha convertido en un motivo más para buscar constantemente una mejora profesional y personal con el simple objetivo de ser un ejemplo y apoyo en su vida.

Juan Andrés Garcés Albán

AGRADECIMIENTO

Primeramente, agradezco a Dios por permitir culminar una parte de mi vida estudiantil y desarrollar con éxito este proyecto junto a las personas que colaboraron y que nos impartieron conocimientos y ayuda profesional.

Agradeciéndole a nuestra tutora Andrea Córdova por su cooperación profesional, y por ser una valiosa guía para la universidad de las fuerzas armadas ESPE extensión Latacunga y en nuestro trabajo de titulación. A Eduardo Carrillo por colaborarnos como piloto de nuestro prototipo, sobresaliendo en su campo ocupacional a nivel del Ecuador.

Y a mi compañero Juan Andrés Garcés por permitir que se lleve a fin este proyecto, aportando con sus ideas y alegrías, con el fin de cumplir nuestro objetivo.

Diego Gabriel Chano Tomarima

AGRADECIMIENTO

En primer lugar, agradezco a mi madre Rosa y a mi padre Juan que con su ayuda logre finalizar con éxito este proyecto. Por su apoyo y cariño, a mi prima Verónica Vasco que en momentos difíciles siempre estuvo presente. A mis tíos, Yolanda y Luis Garcés por su apoyo incondicional y buenos deseos con el objetivo de finalizar el proyecto.

También agradezco a mi tutora Andrea Córdova por su motivación, comprensión y tiempo que nos ha brindado durante toda la aventura vivida al realizar la tesis. A Eduardo Carrillo por compartir su experiencia y tiempo al convertirse en el piloto del proyecto.

Finalmente, a mi compañero y amigo Diego Chano que al son de bromas y preocupaciones se convirtió en una ayuda y apoyo fundamental para concluir este proyecto.

Juan Andrés Garcés Albán

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA	i
CERTIFICACIÓN	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vii
ÍNDICE DE CONTENIDOS	ix
ÍNDICE DE TABLAS	xiii
ÍNDICE DE FIGURAS	xiv
NOMENCLATURA	xvii
RESUMEN	xix
ABSTRACT	xx
 CAPÍTULO I	
1. PROBLEMÁTICA E INVESTIGACIÓN	1
1.1. Introducción	1
1.1.1. Antecedentes	1
1.1.2. Justificación	2
1.1.3. Planteamiento del Problema	3
1.1.4. Hipótesis	3
1.2. Vehículos Aéreos no Tripulados	3
1.2.1. Historia	4
1.2.2. Clasificación	5
1.2.3. Aplicaciones	7
1.2.4. Ventajas	7
1.2.5. Desventajas	7
1.3. Aerodinámica	8
1.3.1. Perfil Aerodinámico	8
1.3.2. Partes de un UAV tipo Fixed Wing	9
1.3.3. Fuerzas de Vuelo	10

1.3.4. Flujo Laminar y Turbulento	12
1.3.5. Análisis CFD	13

CAPÍTULO II

2. SELECCIÓN DE COMPONENTES	14
2.1. Componentes Electrónicos	14
2.1.1. Motor y Hélice	14
2.1.2. ESC y BEC	17
2.1.3. Controlador de Vuelo	17
2.1.4. Tubo Pitot.....	21
2.1.5. Accesorios	22
2.1.6. GPS	22
2.1.7. Sistemas de Comunicación.....	23
2.1.8. Servo Motores.....	25
2.1.9. Batería	26
2.2 Descripción y Selección Componentes Mecánicos	27
2.2.1 Airframe.....	27
2.2.2 Configuración Alar	27
2.2.3 Configuración del tipo de Cola	28
2.2.4 Materiales utilizados en la construcción de UAV Fixed Wing	29
2.2.5 Selección del Airframe final.....	30
2.2. Diseño del Ala.....	32
2.2.1. Selección del Perfil Aerodinámico.....	32
2.2.2. Relación superficie del ala – carga alar	38
2.2.3. Longitud del ala, cuerda media y forma del ala.....	39
2.2.4. Conicidad del ala	43
2.2.5. Diedro	44
2.2.6. Ala central y alerones	45

2.2.7. Velocidades del UAV	46
2.2.8. Estructura y Aerodinámica del ala	47
2.3. Diseño del Fuselaje	51
2.3.1. Selección del tipo de Fuselaje	51
2.3.2. Dimensionamiento de la cola	55
2.3.3. Estabilizador Horizontal	56
2.3.4. Estabilizador vertical	58
2.3.5. Tubo de unión de Cola Fuselaje	61
2.3.6. Estructura y Aerodinámica del fuselaje	62
2.4. Aerodinámica y Equilibrio del UAV	63

CAPÍTULO III

3. CONFIGURACIÓN DE LA TARJETA CONTROLADORA	66
3.1. Conexión de accesorios de Pixhawk	66
3.2. Mission Planner	67
3.3. Firmware cargado para el UAV	67
3.4. Configuración de hardware obligatorio en Mission Planner	68
3.5. Armado del Avión.....	71
3.6. Canales del avión	71
3.7. Sintonización.....	72
3.8. Sistema TEC (Total Energy Control System).....	74
3.9. Configuración del sensor de velocidad aerodinámico	75
3.10. Interface Mission Planner.....	75

CAPÍTULO IV

4. PRUEBAS Y RESULTADOS	78
4.1. Prueba de funcionamiento en modo manual durante la mañana.....	78
4.2. Prueba de funcionamiento en modo manual durante la tarde.....	79
4.3. Prueba de funcionamiento en modo RTL.....	81

4.4. Pruebas de funcionamiento en modo automático	84
4.5. Comprobación del seguimiento de trayectoria	89

CAPÍTULO IV

5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	91
5.1. Conclusiones	91
5.2. Recomendaciones	92

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	94
---	-----------

ANEXOS.....	101
--------------------	------------

CERTIFICACIÓN.....	102
---------------------------	------------

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Relación Empuje/ Peso de acuerdo al tipo de avión	14
Tabla 2. Empuje o velocidad respecto a valores de Kv	15
Tabla 3. Relación Potencia/ Empuje respecto a valores de Kv.....	15
Tabla 4. Características Técnicas Erle - Brain	18
Tabla 5. Características Técnicas BeagleBone Blue	19
Tabla 6. Características Técnicas Pixhawk.....	20
Tabla 7. Valores típicos del número de Reynolds.....	34
Tabla 8. Perfiles de bajos números de Reynolds.....	35
Tabla 9. Coeficientes en función de α según el perfil	35
Tabla 10. Valores de CA.....	38
Tabla 11. Ventajas y Desventajas según el tipo de ala.....	42
Tabla 12. Reducción de C_t	43
Tabla 13. Datos generales del ala	47
Tabla 14. Parámetro RC_n	72
Tabla 15. Parámetro $SERVOn_FUNCTION$	72
Tabla 16. Semana del 11 al 17 de septiembre del 2017.....	78
Tabla 17. Semana del 18 al 24 de septiembre del 2017.....	80
Tabla 18. Semana del 25 al 30 de Septiembre de 2017.....	81
Tabla 19. Valores adquiridos en modo RTL.....	81
Tabla 20. Modo automático del 8 al 28 de Octubre	84
Tabla 21. Distancia de actualización de dirección	88
Tabla 22. Validación del seguimiento de trayectoria.....	88
Tabla 23. Datos del Chi cuadrado.....	90
Tabla 24. Valores de chi cuadrado	90

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Avión de radio control Queen Bee	5
Figura 2. Clases de multirrotores	6
Figura 3. Partes de un perfil aerodinámico.	8
Figura 4. Partes principales de un UAV Fixed Wing	9
Figura 5. Fuerzas de vuelo	11
Figura 6. Tipo de flujos en el aire.....	12
Figura 7. Análisis CFD	13
Figura 8. Motor Turnigy G15 Brushless Outrunner	16
Figura 9. Hélice biplano 12x8E	16
Figura 10. Electronic Speed Control	17
Figura 11. Erle – Brain Linux	18
Figura 12. Beaglebone Blue	19
Figura 13. Pixhawk	20
Figura 14. Tubo pitot.....	21
Figura 15. Buzzer.....	22
Figura 16. Interruptor	22
Figura 17. GPS	23
Figura 18. Radio Modem	23
Figura 19. Radio de telemetría 915 Mhz.....	24
Figura 20. Radio control Turnigy FS TH9X-B	24
Figura 21. Receptor FRISKY D4R-II.....	25
Figura 22. Servomotor	25
Figura 23. Tipos de Configuración Alar.....	27
Figura 24. Configuración Alar Monoplano.....	28
Figura 25. Configuración de Tipo de Cola	28
Figura 26. Skywalker UAV	31
Figura 27. Aero-M Fixed Wing UAV	31
Figura 28. Techpod UAV	32
Figura 29. Coeficiente de sustentación de perfiles alares	33
Figura 30. Ángulo de ataque.....	36
Figura 31. Cl respecto al ángulo de ataque	36
Figura 32. Coeficiente de Arrastre respecto al ángulo de ataque	37

Figura 33. Coeficiente de momento respecto al ángulo de ataque	37
Figura 34. Alargamiento del ala	39
Figura 35. Arrastre inducido.....	40
Figura 36. Arrastre inducido respecto a AR	40
Figura 37. Diedro para estabilidad	44
Figura 38. Ángulo de deflexión	45
Figura 39. Estructura interna del ala	48
Figura 40. Deformación del ala	48
Figura 41. Presión en el extradós del ala.....	49
Figura 42. Distribución del aire en el extradós del ala	49
Figura 43. Distribución del aire en el intradós del ala	50
Figura 44. Presión en el extradós del ala.....	50
Figura 45. Presión en el intradós del ala.....	51
Figura 46. Centro aerodinámico.....	51
Figura 47. Fuselaje Tipo construcción Compuesta	54
Figura 48. Cabina del UAV Fixed Wing	54
Figura 49. Distribución del aire en la cabina	55
Figura 50. Presiones en la cabina del UAV	55
Figura 51. Parte fija y móvil del estabilizador horizontal	58
Figura 52. Parte fija y móvil del estabilizador vertical	60
Figura 53. Cola del UAV	60
Figura 54. Distribución del aire y sus respectivas velocidades	61
Figura 55. Presiones en la cola del UAV	61
Figura 56. Unión Cola-Fuselaje	62
Figura 57. Distribución del aire en el fuselaje y sus velocidades	62
Figura 58. Presiones en el fuselaje.....	63
Figura 59. Distribución del aire en el prototipo.....	63
Figura 60. Presión en el prototipo.....	64
Figura 61. Ubicación del Centro de gravedad.....	64
Figura 62. Estabilidad Lateral	65
Figura 63. Estabilidad Longitudinal.....	65
Figura 64. Centro de gravedad de UAV.....	65
Figura 65. Conexión de accesorios Pixhawk	66
Figura 66. Software Mission Planner	67

Figura 67. Carga de firmware al Pixhawk	68
Figura 68. Posiciones de calibración del acelerómetro.....	68
Figura 69. Calibración de radio control	69
Figura 70. Modos de Vuelo.....	70
Figura 71. Calibración de la brújula	71
Figura 72. Interface.....	76
Figura 73. Panel de la misión.....	77
Figura 74. Lanzamiento del uav en la mañana	78
Figura 75. Despegue del UAV en la mañana.....	79
Figura 76. Vuelo del UAV en la mañana.....	79
Figura 77. Lanzamiento del uav en la tarde.....	80
Figura 78. Despegue del UAV en la tarde	80
Figura 79. Vuelo del UAV en la tarde.....	81
Figura 80. En contra (izquierda) y a favor (derecha) del viento	82
Figura 81. Lanzamiento del UAV para la prueba en modo RTL	82
Figura 82. Despegue del UAV para la prueba en modo RTL.....	83
Figura 83. Vuelo del UAV en modo RTL.....	83
Figura 84. Vuelo del UAV en modo RTL a favor del viento.....	83
Figura 85. Vuelo del UAV en modo RTL en contra del viento.....	84
Figura 86. Posición de Home.....	85
Figura 87. Modo Manual	85
Figura 88. Modo RTL.....	86
Figura 89. Cambio al modo Automático.....	86
Figura 90. Ruta finalizada	86
Figura 91. Imagen próxima al Waypoint 3	87
Figura 92. Imagen próxima al Waypoint 4	87
Figura 93. Imagen próxima al Waypoint 6	87

NOMENCLATURA

UAV: Vehículo aéreo no tripulado

C: Coeficiente de descarga

α : Ángulo de ataque

R_e : Número de Reynolds

v : Velocidad del fluido

l : Longitud de la cuerda

μ : Viscosidad dinámica del fluido

C_l : Coeficiente de sustentación

C_d : Coeficiente de arrastre

C_m : Coeficiente de momento

CA: Carga Alar

S: Superficie alar

AR: Aspect ratio

P: Peso del prototipo

CAM: Cuerda aerodinámica

b: envergadura

λ : Relación de conicidad

C_r : Cuerda de raíz (en el eje de simetría del ala)

C_t : Cuerda en las puntas del ala

δA_{up} : Ángulo de deflexión superior

δA_{down} : Ángulo de deflexión superior

$V_{pérdida}$: Velocidad de entrada en pérdida

ρ : Densidad del aire

C_{lmax} : Coeficiente de sustentación máximo

$V_{despegue}$: Velocidad de despegue

V_R : Velocidad de rotación

$V_{aterrizaje}$: Velocidad de aterrizaje

x : Valor seleccionado

h_f : Altura del fuselaje

l_f : Longitud del fuselaje

S_e : Superficie del estabilizador horizontal

S_{me} : Superficie móvil del estabilizador horizontal

S_{fe} : Superficie fija del estabilizador horizontal

AR_e : Aspect ratio del estabilizador horizontal

l_e : Longitud del estabilizador horizontal

S_d : Superficie del estabilizador vertical

S_{md} : Superficie móvil del estabilizador vertical

S_{fd} : Superficie fija del estabilizador vertical

AR_d : Aspect ratio del estabilizador vertical

l_d : Longitud del estabilizador vertical

WP: Waypoint

WP Radius: Waypoint Radio

RESUMEN

El presente trabajo de titulación tiene la finalidad de diseñar y construir un prototipo de vehículo aéreo no tripulado tipo fixed wing que presente características modulares que le permitan ser liviano y portátil, esto con la finalidad de seguir una trayectoria de vuelo predefinida para la adquisición de imágenes. El modelo se valida empleando un software de diseño con herramientas de análisis estructural que permita diseñar un ala capaz de soportar el peso del prototipo en vuelo además de una carga adicional, también se realiza un análisis de fluidos dinámicos para el diseñar de forma aerodinámica el UAV considerando una distribución adecuada del aire y de las presiones en las diferentes partes del mismo. Para la construcción se utiliza fibra de carbono para la cabina, panal de fibra de vidrio para los estabilizadores mientras que madera de balsa para la estructura del ala, alerones, timón y elevador. El control se lo realiza mediante la tarjeta Pixhawk y sensores que permiten identificar la orientación, localización, altitud y velocidad del prototipo. Para la configuración de la tarjeta se emplea el software Mission Planner el cual permite calibrar los sensores y ejecutar un plan de vuelo.

PALABRAS CLAVE:

- **CONTROL AUTOMÁTICO**
- **ROBÓTICA**
- **VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO**
- **ADQUISICIÓN DE IMÁGENES**

ABSTRACT

The purpose of this graduation project is to design and build a prototype of a fixed-wing unmanned aerial vehicle with modular characteristics that make it light and portable, so it can follow a predetermined flight path for image acquisition. The design is validated using a design software with structural analysis tools in order to design a wing capable of supporting the weight of the prototype in flight as well as an additional load. The software also performs a dynamic fluid analysis to design an aerodynamically adequate model considering a proper distribution of air and pressure in different parts of the prototype. Carbon fiber is used for the cabin construction, fiberglass honeycomb for the stabilizers, and balsa wood for the wing structure, ailerons, rudder and elevator. The control is done through the Pixhawk card and sensors that allow identifying the orientation, location, altitude and speed of the prototype. For the configuration of the card, the Mission Planner software is used, which allows calibrating the sensors and executing a flight plan.

KEYWORDS:

- **CONTROL AUTOMATIC**
- **ROBOTIC**
- **UNMANNED AERIAL VEHICLE**
- **ACQUISITION OF IMAGES**

CAPÍTULO I

1. PROBLEMÁTICA E INVESTIGACIÓN

1.1. Introducción

1.1.1. Antecedentes

Los vehículos aéreos no tripulados son un ente de investigación en países del primer mundo en el área de innovación y tecnología ya que permiten realizar tareas en lugares de difícil acceso. Tuvieron su origen a inicios de la segunda guerra mundial cumpliendo la función de entrenar y formar a las fuerzas de artillería antiaérea, además de utilizarlos en misiones de reconocimiento de armamento enemigo.

Los primeros prototipos sirvieron como base para la creación de aviones de combate y transporte. Los avances logrados a lo largo de los últimos años otorgaron a los vehículos aéreos no tripulados tipo Fixed Wing versatilidad y confiabilidad al cumplir sus objetivos. Sus principales aplicaciones son: alcanzar zonas inaccesibles para el reconocimiento y monitoreo geográfico, monitoreo de sembríos de plantas ilícitas como la marihuana, misiones de búsqueda de personas, operaciones de inteligencia en zonas enemigas, triangulación de posición de objetivos específicos, entre otras.

Existen empresas dedicadas al desarrollo de drones y aviones no tripulados pero sus productos alcanzan precios exorbitantes tal es el caso que Ecuador en el 2009 adquirió por 23 millones de dólares estadounidenses una flota de aviones no tripulados de procedencia israelí cuyo mantenimiento se estima en 1.5 millones de dólares por cada año convirtiéndose en una solución muy costosa para el patrullaje contra el narcotráfico y la delincuencia en alta mar. (Noticias RT en español, 2014)

Ecuador y Brasil estuvieron trabajando para crear un avión no tripulado para ser implementado por los países de la Unión de Naciones Suramericanas (UNASUR) los cuales no debían ser exclusivamente de uso militar, sino que podrían usarse para realizar vigilancia fronteriza y monitoreo en zonas

afectadas por fenómenos naturales, entre otras actividades. Este proyecto no tuvo el impacto esperado. (Noticias RT en español, 2014)

1.1.2. Justificación

La necesidad de emplear medios tecnológicos para fortalecer la seguridad de las personas es indispensable para vivir en un entorno de confianza y de paz. El diseño y construcción de aviones no tripulados en Ecuador es muy poco investigado debido a que el estado o empresas privadas no cuentan con los suficientes recursos económicos para llevarlos a cabo. A simple vista la solución más rápida y fácil es comprar este tipo de avión, pero esto conduce a una dependencia tecnológica.

Los vehículos aéreos no tripulados cumplen con facilidad tareas que a humanos les llevaría demasiado tiempo completar. En los últimos años en países del primer mundo se ha dado importancia al desarrollo, construcción e implementación de drones y aviones capaces de alcanzar zonas de difícil acceso en la búsqueda del cumplimiento de tareas como patrullaje y vigilancia en la selva y en alta mar.

Actualmente en el país el sector privado emplea drones con procesamiento de imágenes para cumplir tareas específicas dentro de la empresa. El sector público específicamente la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) busca implementar aviones no tripulados como reemplazo de helicópteros al patrullaje de la frontera sur y norte la cual recibe infiltraciones de parte narcotraficantes.

Cuando ocurren desastres naturales se presenta la importante misión reconocer la magnitud de la destrucción ocasionada por estos, debido a que es primordial identificar las zonas críticas donde la ayuda es urgente para la supervivencia de las personas.

1.1.3. Planteamiento del Problema

A nivel comercial en el Ecuador existen pocas empresas que ofertan el servicio de reconocimiento geográfico y de vigilancia mediante el uso de vehículos aéreos no tripulados, éstas únicamente son intermediarios de grandes empresas internacionales. Las empresas privadas buscan utilizar los UAV tipo multirotor por su fácil, rápido y menor costo de implementación, pero su diseño las limita a aplicaciones específicas debido a su corto alcance y poca autonomía de vuelo.

Actualmente en el Ecuador la única manera de adquirir un vehículo aéreo no tripulado tipo Fixed Wing es a través de la compra en el extranjero a un precio muy elevado. La Fuerza Aérea Ecuatoriana es la única entidad pública que se encuentra investigando el diseño y construcción de vehículos aéreos no tripulados, pero sus diseños son de costoso mantenimiento y difícil transporte impidiendo el rápido reconocimiento de una zona determinada.

La naturaleza es impredecible por lo que los desastres naturales ocasionan un gran número de pérdidas humanas y en un porcentaje moderado se debe a la falta de ayuda inmediata, debido a que los medios empleados para la identificación de las zonas críticas del desastre se encuentran en mantenimiento, fuera de servicio o muy lejos de la zona del desastre para movilizarnos de forma rápida permitiendo que se pierda tiempo valioso para salvar a personas.

1.1.4. Hipótesis

¿El diseño y construcción de un prototipo de vehículo aéreo no tripulado tipo Fixed Wing permitirá mediante el seguimiento de una ruta de vuelo predefinida adquirir imágenes?

1.2. Vehículos Aéreos no Tripulados

Un vehículo aéreo no tripulado o UAV denominado así por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), es un dispositivo que puede ser

completamente autónomo o pilotado, existe una gran variedad de estos dispositivos al igual que sus aplicaciones, que en su mayoría se han desarrollado para uso militar y de investigación. Sus diferentes aplicaciones ya sean militares o civiles tienen grandes ventajas frente a plataformas aéreas tripuladas ya que al no poseer pilotos humanos son perfectos para realizar misiones peligrosas, de largos periodos de tiempo y donde la vida del piloto sufre riesgos. También se puede decir que estas plataformas tienen un beneficio significativo al no depender del factor humano. (Sanchez, Mulero, & Saumeth, 2013)

1.2.1. Historia

Los primeros vehículos aéreos no tripulados sirvieron como bancos de pruebas para el desarrollo de vehículos aéreos tripulados, estos diversos modelos fueron desarrollados en el siglo XIX por inventores destacados como lo fueron Caley, Stringfellow y DuTemple.

Reino Unido, 1916. El capitán A.H Low construyó uno de los primeros vehículos aéreos no tripulados bautizado con el nombre de Aerial Target, controlado mediante radio frecuencia, su finalidad fue convertirse en un blanco de entrenamiento para la artillería antiaérea, la cual debía estar preparada para responder a ataques enemigos provenientes de aviones y zeppelins.

Estados Unidos, 1918. El ejército estadounidense prestó especial atención a la idea desarrollada por Charles Kettering, el cual construyó un pequeño avión bautizado con el nombre de Kettering Bug cuya meta era dirigirse a un objetivo pre programado.

La primera producción a gran escala de UAVs fue desarrollada con el diseño que realizó Reginald Denny quien sirvió para la "Royal Flying Corps" durante la Primera Guerra Mundial, y después de la guerra, en 1919, emigró a Estados Unidos en busca de fortuna en Hollywood como actor. En 1934, Denny y sus socios crean "Reginald Denny Industries" la cual fue una tienda de exhibición para los modelos de avión. En 1935 mostró su primer prototipo de avión no tripulado, el RP-1, al Ejército de Estados Unidos, posteriormente Denny compró un diseño que era propiedad de Walter Righter en 1938 y comenzó a comercializar a los aficionados como la "Dennymite", y lo demostró

al Ejército como el RP-2, y después de modificaciones lo denominó como el RP-3 y RP-4 en 1939. En 1940, Denny y sus socios ganaron un contrato del Ejército por su RP-4 controlado por radio, lo que se convirtió en el Radioplano OQ-2. (Salazar, 2015)

Paralelamente en Gran Bretaña entre los años 1934 y 1943. Se comenzó a construir un modelo radio controlado con la finalidad de servir como blanco de entrenamiento para la artillería, este modelo fue llamado Queen Bee.



Figura 1. Avión de radio control Queen Bee

Fuente: (Rejado, 2015)

1.2.2. Clasificación

Los vehículos aéreos no tripulados se pueden clasificar según su tipo de ala en ala fija, rotativa e híbrida. Estos diversos modelos son seleccionados y son de gran ayuda según la aplicación que vayan a cumplir.

Ala fija. El ala se encuentra unida al fuselaje del avión la cual no posee movimiento propio. Son capaces de llevar una carga útil y pueden cubrir grandes extensiones a una velocidad y altura considerables haciéndolos ideales para aplicaciones reconocimiento y mapeo de zonas extensas. Se pueden subdividir en:

- Ala Alta: Esta ubicación del ala otorga al avión mayor estabilidad de vuelo, pero se pierde maniobrabilidad.
- Ala Media: Ubicación alar utilizada para otorgar estabilidad y maniobrabilidad en vuelo.
- Ala Baja: Su ubicación alar permite ganar maniobrabilidad en el aire.
- Ala Volante: Este tipo de UAV posee gran maniobrabilidad además de una baja resistencia aerodinámica.

Ala Rotativa. Adquieren sustentación mediante el uso de hélices que giran sobre un eje vertical ubicado en el fuselaje, esto les permite un ascenso y descenso vertical similar al de un helicóptero. No requieren de una pista de despegue y pueden permanecer ubicados en un punto fijo en el aire útil para aplicaciones de observación. Su subdivisión es la siguiente:

- Con rotor principal y rotor de cola: El rotor principal le permite realizar un ascenso y descenso vertical, mientras que el rotor de cola compensa el par de torsión del rotor principal. Poseen buena maniobrabilidad.
- Con un único rotor: Llamado también single copter, utiliza un solo rotor para ascender y descender verticalmente, y un grupo de alerones para compensar el torque producido por el rotor.
- Con dos rotores: Sus rotores giran en direcciones opuestas, poseen dos configuraciones, la axial y tándem. La axial utiliza dos rotores ubicados uno encima del otro y logran la sustentación mediante la diferencia de velocidad angular existente entre ellas. En la configuración tándem, los rotores están ubicados en los extremos del fuselaje.
- Multirotores: Existen diversos tipos de multirotores que se subdividen de acuerdo al número de rotores que posean.

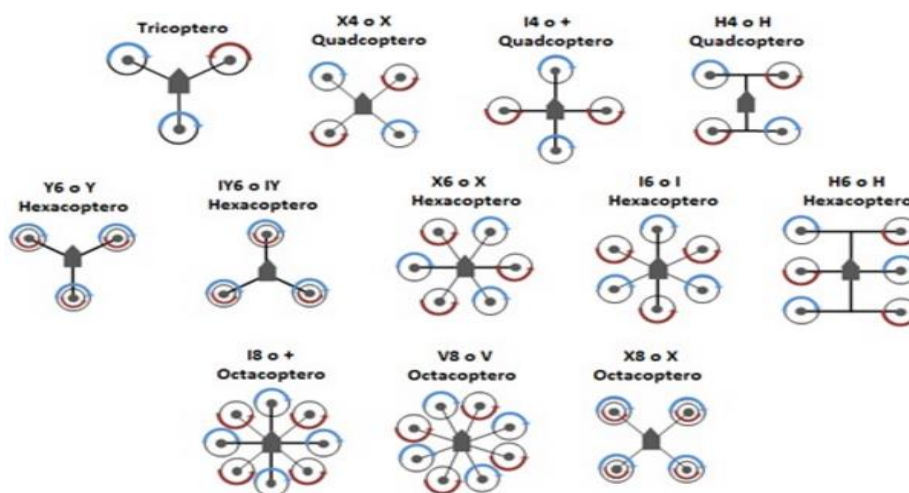


Figura 2. Clases de multirotores

Fuente: (Santana, 2017)

1.2.3. Aplicaciones

- En misiones comerciales con aplicaciones meteorológicas, monitoreo de fenómenos naturales, investigación científica, suministros.
- En misiones de agricultura y fauna como el rastreo de manada, industria pesquera, conservaciones de especies, inventario de fauna.
- En misiones de seguridad Nacional como generar una respuesta anti-terrorista, patrullaje fronterizo, ayuda en desastres naturales de gran magnitud con búsqueda y rescate.

1.2.4. Ventajas

Las ventajas más representativas de los UAV son las siguientes:

- No existe peligro para las personas ya que son controlados de forma remota o son autónomos.
- Pueden ser diseñados libremente ya que no tienen limitaciones humanas, por lo tanto, su aerodinámica es mejorada considerablemente.
- No necesitan de un gran espacio para su despegue.
- Son versátiles al realizar sus aplicaciones ya que pueden cubrir grandes extensiones en poco tiempo, o reconocer pequeñas áreas de forma minuciosa.
- Su autonomía de vuelo es mayor y su mantenimiento es menor, en comparación a los vehículos tripulados.

1.2.5. Desventajas

Las desventajas existentes con relación con los UAV son pocas, a continuación, se nombran algunas de ellas.

- Presenta limitaciones en el peso y volumen de los equipos ya que estos pueden afectar a la estabilidad del avión en aire.
- Únicamente se los puede volar en espacios aéreos permitidos.
- De acuerdo al tipo pueden ser muy sensibles a la turbulencia.
- Si el despegue se realiza de forma manual dependiendo del lanzador el avión puede estrellarse.

1.3. Aerodinámica

La aerodinámica es la forma en que el aire se mueve alrededor de las cosas. Las reglas de la aerodinámica explican cómo un avión es capaz de volar. Cualquier cosa que se mueve a través del aire reacciona a la aerodinámica. Un cohete que despegue la plataforma de lanzamiento y un cometa en el cielo reaccionan a la aerodinámica. La aerodinámica actúa incluso en los carros, ya que el aire fluye alrededor de los carros. (May, 2015)

1.3.1. Perfil Aerodinámico

Un perfil aerodinámico es el término utilizado para describir la forma en sección transversal de un objeto que, cuando se mueve a través de un fluido tal como aire, crea una fuerza aerodinámica. (Birchall, 2011)

El principio básico detrás de un perfil aerodinámico es descrito por el teorema de Bernoulli. Básicamente esto establece que la presión total es igual a la presión estática (debido al peso del aire por encima de) más presión dinámica (debido al movimiento del aire). (Birchall, 2011)

El aire que se desplaza sobre la superficie superior del perfil aerodinámico tiene que viajar más rápido y por lo tanto gana presión dinámica. La consiguiente pérdida de presión estática crea una diferencia de presión entre la superficie superior e inferior que se llama ascensor y se opone el peso de un avión o empuje que se opone a la fricción.

Para el diseño aerodinámico de las alas de las aeronaves existe una gran variedad de perfiles aerodinámicos y casi siempre forma básica es la misma. La forma típica de un perfil aerodinámico se muestra en la siguiente figura:

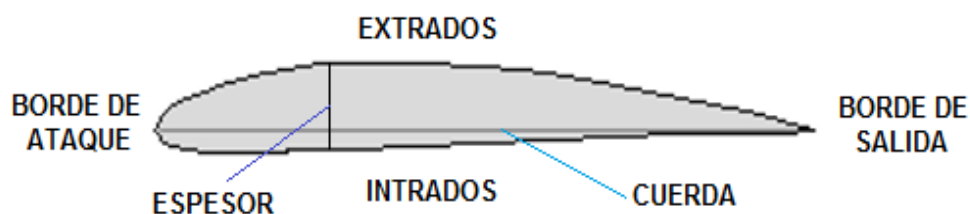


Figura 3. Partes de un perfil aerodinámico.

Las partes principales de un perfil aerodinámico son:

- Borde de ataque: Es la parte delantera del perfil aerodinámico.
- Borde de salida o Borde de fuga: es la parte trasera del perfil aerodinámico.
- Extradós: Parte Superior del perfil aerodinámico.
- Intradós: Parte inferior del perfil aerodinámico.
- Cuerda: línea imaginaria formada entre el borde de ataque y el borde de salida del perfil aerodinámico.
- Espesor Máximo: Distancia máxima entre la superficie superior e inferior del perfil aerodinámico.

1.3.2. Partes de un UAV tipo Fixed Wing

Un UAV tipo Fixed Wing está compuesto de partes principales las cuales son:

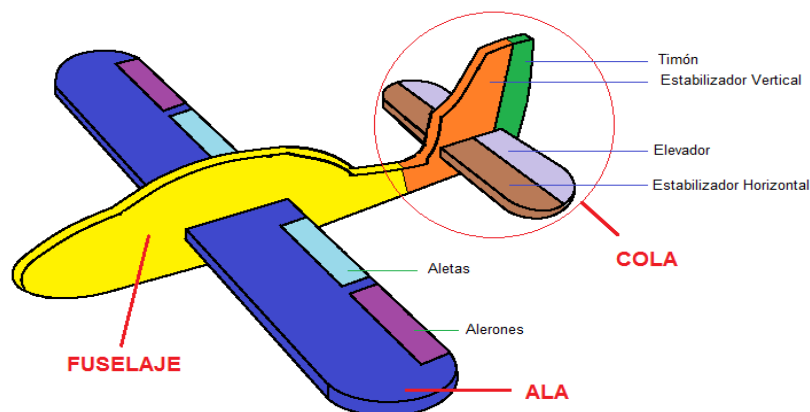


Figura 4. Partes principales de un UAV Fixed Wing

El fuselaje es el cuerpo del UAV Fixed Wing que conecta y une todas las piezas diferentes del vehículo aéreo no tripulado. En el fuselaje se ubica los componentes de control y electrónicos como tarjetas de piloto automático, baterías, motor, dispositivos de telemetría entre otros.

La cola es la parte trasera del vehículo aéreo no tripulado. Este consta de un estabilizador vertical y un estabilizador horizontal.

En el estabilizador horizontal se encuentra una superficie de control llamado elevador y estos son unidos entre sí mediante bisagras, mientras que

en el estabilizador vertical se encuentra una superficie de control llamado timón y estos también son unidos entre sí mediante bisagras.

El elevador permite que el UAV ascienda o descienda, ya que esta superficie de control se mueve hacia arriba o hacia abajo.

El timón permite que el UAV se mueva alrededor de su eje vertical o cambie la orientación, ya que esta superficie de control se mueve hacia la izquierda o hacia la derecha.

El ala crea la mayor parte de elevación que mantiene el UAV Fixed Wing en el aire. En el ala se encuentra los alerones y aletas. Los alerones se unen al ala mediante bisagras al igual que las aletas, cabe recalcar que no todos los UAV poseen aletas. (NASA, 2010)

Los alerones se utilizan para reducir la velocidad de un UAV o para hacer descender a un UAV si se despliegan en ambas alas. Los alerones también se pueden utilizar para generar un movimiento de balanceo en un UAV si se implementan en una sola ala. (Hall, Spoilers, 2015)

Las aletas se mueven hacia abajo para aumentar la cantidad de elevación creada en las alas a medida que el UAV tipo Fixed Wing aumenta la velocidad durante despegue o disminuye velocidad durante el aterrizaje. (NASA, 2010)

1.3.3. Fuerzas de Vuelo

Las fuerzas de vuelo son cuatro y estas son sustentación, peso, empuje y resistencia. Estas fuerzas permiten que un objeto se mueva hacia arriba y hacia abajo, y más rápido o más lento por el aire. En la siguiente figura se puede observar las fuerzas de vuelo:

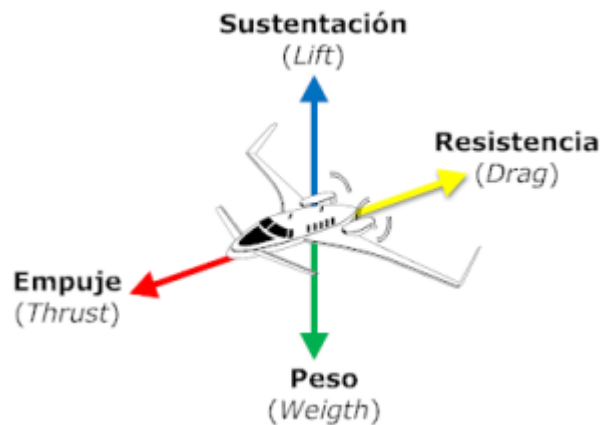


Figura 5. Fuerzas de vuelo

Fuente: (Ramos, 2015)

Sustentación (Lift). La sustentación es la fuerza que permite que algo se mueva hacia arriba. Esta fuerza es lo contrario del peso, es por eso que todo lo que vuela debe tener sustentación y para que un avión se mueva hacia arriba, debe tener más sustentación que peso. (May, 2015)

Peso (Weight). El peso es la cantidad de gravedad multiplicada por la masa de un objeto. El peso es también la fuerza descendente que un avión debe superar para volar. (May, 2015)

Empuje (Thrust). El empuje es una fuerza mecánica generado por los motores de la aeronave a través de algún tipo de sistema de propulsión para moverlo a través del aire. El empuje se genera más a menudo a través de la reacción de acelerar una masa de gas (Hall, What is Drag ?, 2015)

Resistencia (Drag). La resistencia es la fuerza aerodinámica que se opone al movimiento de un avión a través del aire, también es una fuerza mecánica generada por un objeto sólido moviéndose a través de un fluido.

La resistencia es generada por cada parte del avión y por la interacción y el contacto de un cuerpo sólido con un fluido ya sea líquido o gas. No es generado por un campo de fuerza, en el sentido de un campo gravitatorio o un campo electromagnético, donde un objeto puede afectar a otro objeto sin estar en contacto físico. Para que se genere la tracción, el cuerpo sólido debe estar en contacto con el fluido. (Hall, What is Drag ?, 2015)

La resistencia se clasifica en dos tipos las cuales son la resistencia inducida y la resistencia parásita. La resistencia inducida es indeseada pero inevitable, este es un producto de la sustentación, y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque, mientras que la resistencia parásita es la producida por las demás resistencias no relacionadas con la sustentación como son resistencia al avance de las partes del avión que sobresalen como fuselaje, tren de aterrizaje no retráctil, antenas de radio, entre otros. (Muñoz, s.f.)

1.3.4. Flujo Laminar y Turbulento

Flujo Laminar. El flujo laminar se caracteriza por capas, o láminas, de aire que se mueve a la misma velocidad. El flujo laminar se asume cuando la velocidad relativa de un objeto que se mueve en el aire es baja.

Flujo Turbulento. El flujo turbulento consiste en movimientos no organizados de moléculas de aire que a menudo cambian sus velocidades, debido a interacciones entre sí. En el flujo turbulento las líneas de flujo están desorganizadas y distribuidas en remolinos siempre cambiantes.

En la siguiente figura se puede diferenciar el flujo laminar y el flujo turbulento:

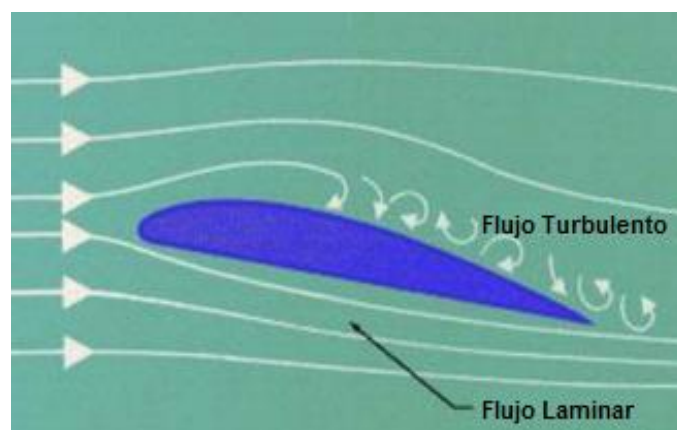


Figura 6. Tipo de flujos en el aire

Fuente: (Ducrée, s.f.)

1.3.5. Análisis CFD

La simulación CFD (Computational Fluid Dynamics) es un método que emplea algoritmos para analizar el comportamiento del flujo de los fluidos sobre diferentes superficies complejas ya sean estas internas como tuberías o externas como aviones. Además se lo utiliza en aerodinámica, hidráulica, hidrodinámica, turbo máquinas, motores y transferencia de calor las cuales son diferentes áreas de la ingeniería donde se necesita de muchos cálculos para adquirir datos importantes.

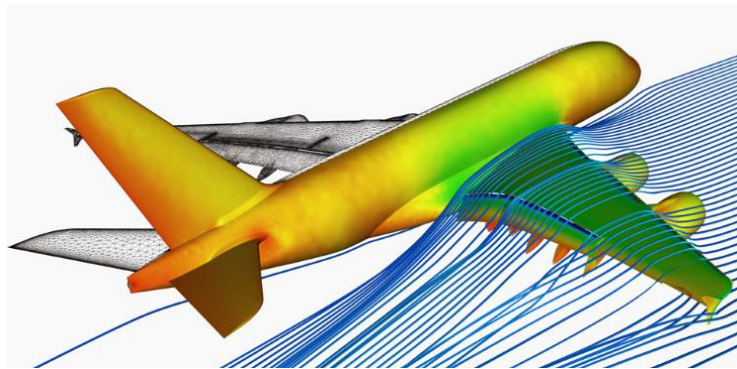


Figura 7. Análisis CFD

Fuente: (Endeavour Ingeniería S.R.L., 2016)

CAPÍTULO II

2. SELECCIÓN DE COMPONENTES

2.1. Componentes Electrónicos

2.1.1. Motor y Hélice

La mayoría de UAVs utilizan motores eléctricos por ser livianos y fáciles de controlar mediante un variador electrónico. El peso total previsto del avión es de 2800g, por lo tanto, para la selección del motor se establece un valor de 5600 g que representa dos veces el peso previsto del avión. Se considera la relación empuje/peso la cual depende directamente del tipo de avión.

Tabla 1.

Relación Empuje/ Peso de acuerdo al tipo de avión

Tipo de Avión	Relación Empuje/Peso
Planeador- Entrenador	0.35 a 0.55
Vuelo a escala	0.60 a 0.70
Deportivos y acrobáticos lentos	0.70 a 0.80
Acrobáticos rápidos	0.80 a 1.00
Jets y 3D	1.00 a 2.5

Fuente: (Victor, 2016)

Mediante la anterior tabla la relación empuje/peso seleccionada es de 0.35. El empuje que necesita el avión se determina con la siguiente fórmula:

$$\text{Empuje} = \text{Peso} \times \text{Relación} \frac{\text{empuje}}{\text{peso}}$$

$$\text{Empuje} = 5600 \text{ g} \times 0.35$$

$$\text{Empuje} = 1960 \text{ g}$$

De acuerdo a la función que cumplirá el UAV se determina si se prefiere un mayor empuje y menor velocidad o menor empuje y mayor velocidad. La aplicación final de este proyecto es la adquisición de imágenes por lo que se prefiere un mayor empuje requerido en el despegue y se rechaza una velocidad elevada en vuelo ya que distorsionaría las imágenes adquiridas. Por lo tanto, el valor de KV considerado mediante la siguiente tabla es de 1000Kv,

este valor representa las revoluciones por minuto del motor por cada voltio aplicado.

Tabla 2.

Empuje o velocidad respecto a valores de Kv

Valores de Kv	Características
1000	Empuje Alto (3,5 a 4,5 g/W aprox.) Velocidad baja
2000	Empuje Medio (2,5 a 3,5 g/W aprox.) Velocidad media a alta
3000	Empuje Bajo (1,8 a 2,5 g/W aprox.) Velocidad alta (hélice)
4000	Empuje más bajo (1,5 a 2 g/W aprox.) Velocidad más alta

Fuente: (Victor, 2016)

También es necesario considerar la relación potencia/empuje tomando en consideración la siguiente tabla.

Tabla 3.

Relación Potencia/ Empuje respecto a valores de Kv

Kv	W/g	Kv	W/g	Kv	W/g
500	0.175	1400	0.328	2300	0.481
600	0.192	1500	0.345	2400	0.498
700	0.209	1600	0.362	2500	0.515
800	0.226	1700	0.379	2600	0.532
900	0.243	1800	0.396	2700	0.549
1000	0.260	1900	0.413	2800	0.566
1100	0.277	2000	0.430	2900	0.583
1200	0.294	2100	0.447	3000	0.600
1300	0.311	2200	0.464	3100	0.617

Fuente: (Victor, 2016)

Con un valor de 1000 Kv la relación potencia empuje adecuada es 0.26.
Por lo tanto, la potencia necesaria es:

$$\text{Potencia} = \text{Empuje} \times \text{Relación} \frac{\text{potencia}}{\text{empuje}}$$

$$\text{Potencia} = 1960 \text{ g} \times 0.26 \frac{\text{W}}{\text{g}}$$

Potencia = 509.6 W

Determinada la potencia requerida es necesario identificar el tipo de motor. Existen dos tipos de motores el de explosión y el eléctrico. Un requerimiento del UAV es ser liviano debido aquello el motor eléctrico es el ideal ya que tienen menor peso que el motor a explosión.

Los motores eléctricos más utilizados en aeromodelismo son los de tipo brushless o motores sin escobillas, en los cuales la corriente pasa directamente por los bobinados de estator. De entre ellos existen dos subdivisiones. El Outrunner o cascara rotativa que presenta bajas revoluciones por voltio, pero tienen más par. El Inrunner cuya característica es tener más revoluciones por voltio.

De acuerdo a lo mencionado el motor ideal es un Turnigy Brushless Outrunner 810 Kv que presenta una potencia de 575 W suficiente para elevar y mantener en el aire al vehículo aéreo no tripulado.



Figura 8. Motor Turnigy G15 Brushless Outrunner

Fuente: (Hobbyking, 2017)

Para la selección de la hélice se toma en consideración la recomendada por el fabricante ya que esta permitirá alcanzar el empuje máximo que puede otorgar el motor, en este caso para el motor es una hélice biplana de 12x8E



Figura 9. Hélice biplano 12x8E

Fuente: (lhobbies, s.f.)

2.1.2. ESC y BEC

El ESC (Electronic Speed Control), es el encargado de variar la velocidad del motor brushless. La selección de este componente electrónico depende directamente de la corriente máxima requerida por el motor. Por seguridad es ideal seleccionar un ESC cuya capacidad en amperios sea 30% más alta que el amperaje máximo del motor, esto permitirá que el ESC no se caliente y por lo tanto no se presente un corte de energía al motor.

El BEC (Battery Eliminator Circuit) es un circuito que se utiliza para dotar al ESC con la habilidad de alimentar con una tensión constante al receptor de radio y a la electrónica en general, pero sin necesidad de añadir otras baterías a parte de la requerida por el motor, lo cual es beneficioso pues ahorra peso. Este circuito emite demasiadas interferencias al receptor y conviene separarlos lo máximo posible. (Redondo Martin, 2016)

La corriente máxima requerida por el motor es de 42A y por seguridad es ideal seleccionar un ESC del casi el doble de amperaje para evitar fallas en el funcionamiento del motor, el ESC seleccionado es un de 70A.



Figura 10. Electronic Speed Control

Fuente: (Hobbyking, 2017)

2.1.3. Controlador de Vuelo

Actualmente existen diversos controladores o pilotos automáticos con grandes características, por tal razón se ha optado elegir un controlador de

entre aquellos que posean software libre descartando de esta manera los controladores privativos.

Piloto automático Erle-Brain Linux



Figura 11. Erle – Brain Linux

Fuente: (Erle-Brain, s.f.)

Es considerado un piloto automático y una computadora complementaria, posee soporte para el Sistema Operativo Robot (ROS) y un ordenador Linux integrado (Raspberry Pi 2), utilizado para fabricación de vehículos no tripulados y robots.

Tabla 4.

Características Técnicas Erle - Brain

Procesador	<ul style="list-style-type: none"> • 1.2GHz quad-core ARM CPU Cortex-53, • 1 GB de RAM, Broadcom Video Core IV
Sensores	<ul style="list-style-type: none"> • Sensor de gravedad, giroscopio, brújula digital • Sensor de presión • Sensor de temperatura, ADC para detección de batería
Otros	<ul style="list-style-type: none"> • Módulo WiFi interno (802.11n, 2,4 GHz) • 4 puertos USB • Puerto HDMI completo • Ethernet 10/100 • Bluetooth 4.1

Fuente: (Erle Robotics, s.f.)

BeagleBone Blue

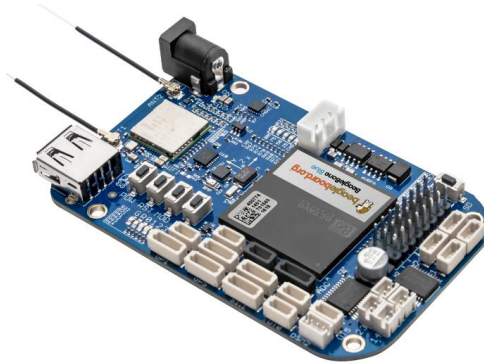


Figura 12. Beaglebone Blue

Fuente: (Beagleboard, s.f.)

Es una computadora robótica habilitada para Linux, diseñada para la construcción de robots móviles de una forma rápida y sencilla, con un código totalmente abierto permite realizar todo tipo de configuraciones.

Tabla 5.

Características Técnicas BeagleBone Blue

Procesador	<ul style="list-style-type: none"> • 1GHz ARM Cortex-A8 • Unidades de tiempo real programables (PRU) de 2 x 32 bits a 200 MHz • 512 MB de RAM DDR3 integrada • Flash de 4 GB de 8 bits eMMC
Sensores	<ul style="list-style-type: none"> • MPU9250 para acelerómetros, giroscopio y brújula interna (I2C) • Barómetro BMP280
Interfaces	<ul style="list-style-type: none"> • Wifi (802.11bgn) • Bluetooth 4.1 y BLE • 8x ESC / servo hacia fuera (6v), motor de la CC 4x hacia fuera • Cliente y host USB 2.0 • 11x LEDs programables • 1.8V analógico • SPI, I2C, UART • Soporte LiPo de 2 celdas con equilibrio, entrada de cargador 9-18V
OS	<ul style="list-style-type: none"> • Linux (Debian)

Fuente: (Ardupilot Dev Team, 2016)

Pixhawk

Diseñado específicamente para proporcionar un piloto automático de alta calidad, posee un controlador PX4-FMU y un PX4-IO integrado, un sistema operativo en tiempo real ideal para el control de cualquier vehículo autónomo.



Figura 13. Pixhawk

Fuente: (Pixhawk Autopilot, s.f.)

Las características más sobresalientes de este controlador se muestran a continuación

Tabla 6.

Características Técnicas Pixhawk

Procesador	<ul style="list-style-type: none"> • Núcleo ARM Cortex M4 de 32 bits con FPU • 168 Mhz / 256 KB RAM / Flash de 2 MB • Copiloto a prueba de fallos de 32 bits
Sensores	<ul style="list-style-type: none"> • MPU6000 como acel y giro principal • Giroscopio ST Micro de 16 bits • ST Micro acelerómetro / brújula de 14 bits (magnetómetro) • Barómetro MEAS
Interfaces	<ul style="list-style-type: none"> • 5 puertos serie UART, 1 de alta potencia, 2 con control de flujo HW • Entrada de satélite Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X • Entrada de Futaba S.BUS (salida aún no implementada) • PPM señal de suma • Entrada RSSI (PWM o voltaje) • I2C, SPI, 2x CAN, USB • Entradas ADC de 3,3 V y 6,6 V

Fuente: (Ardupilot Dev Team, 2016)

A pesar que las tres tarjetas controladoras poseen similares características técnicas que los hacen ideales para funcionar como pilotos automáticos el Pixhawk sobresale de entre ellas ya que cuenta con un copiloto a prueba de fallos convirtiéndolo en una tarjeta robusta para el control de vehículos aéreos no tripulados.

2.1.4. Tubo Pitot

Es un sensor de presión que se basa en el principio de Bernoulli para conocer la presión total o de remanso originada de la presión estática y dinámica esto permite calcular en aerodinámica la velocidad del viento lo cual ayuda a un mejor control de la aeronave.

La sustentación se crea por la velocidad relativa del aire al entrar en el perfil alar, que no es la misma que la velocidad del UAV. El tubo Pitot permite calcular esa velocidad relativa y así asegurar la sustentación del avión. (Redondo Martin, 2016)

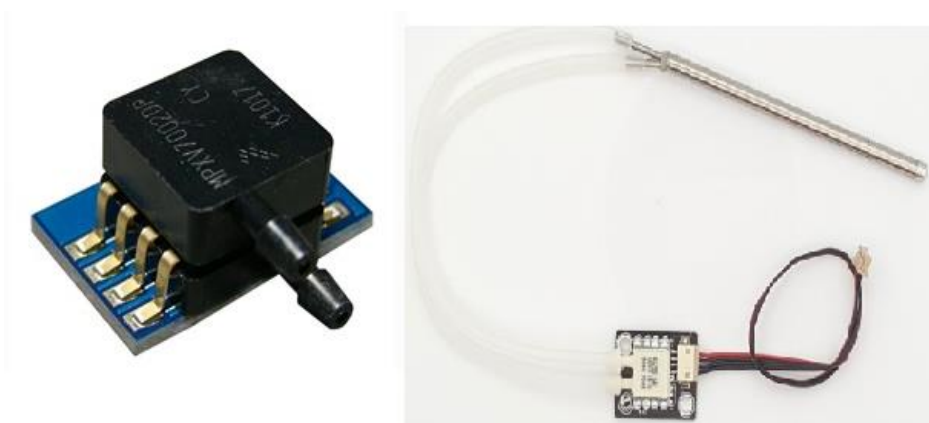


Figura 14. Tubo pitot

Fuente: (Ardupilot Dev Team, 2016)

Se lo selecciona tomando la consideración del fabricante ya que debe ser adecuado para el controlador, por lo tanto, el sensor de presión seleccionado es un MPXV7002DP.

2.1.5. Accesorios

- **Buzzer**

Es un dispositivo que indica los tonos de estado audibles por ejemplo cuando se encuentra armado el sistema, el buzzer emite un sonido característico. Se lo selecciona específicamente para el controlador de vuelo (Pixhawk).



Figura 15. Buzzer

Fuente: (Jdrones, s.f.)

- **Interruptor**

Es un componente de seguridad que permite controlar el armado y desarmado del motor de forma manual. Su selección depende de la tarjeta controladora seleccionada.



Figura 16. Interruptor

Fuente: (Jdrones, s.f.)

2.1.6. GPS

Es módulo de posicionamiento de alto rendimiento 3DR, se lo elige de forma conjunta con el piloto automático. El GPS seleccionado es el Taoglas gp 1575.25.4.A.02



Figura 17. GPS

Fuente: (Px4 autopilot, s.f.)

2.1.7. Sistemas de Comunicación

Los sistemas de telemetría proporcionan un enlace de datos aire-tierra entre el piloto automático y la computadora portátil de la estación terrestre, lo cual permite ver los datos en vuelo, cambiar misiones en marcha y sintonizar en tiempo real.

Estos sistemas se eligen de acuerdo al alcance que se desea en la transmisión de datos por ejemplo el dispositivo RFD900 Radio Modem posee un alcance de más 40Km dependiendo de la configuración de las antenas, trabaja en el rango de los 900Mhz para la región de EE. UU y una frecuencia de 868Mhz para la Unión Europea.



Figura 18. Radio Modem

Fuente: (Ardupilot Dev Team, 2016)

Existen otros dispositivos como los bluetooth que poseen un alcance de solo 50 m. Debido a este motivo se elige el radio de telemetría SiK 3DR V2.0 con una frecuencia de 915Mhz (debido al reglamento regional de telemetría), posee un alcance de 1.5 km con línea de vista lo que lo hace ideal para aplicaciones de corto y mediano alcance.



Figura 19. Radio de telemetría 915 Mhz

Fuente: (3D Robotics, 2017)

Respecto al sistema de radio control la frecuencia de 2.4Ghz es la más utilizada ya que no presenta interferencias si otros dispositivos similares están funcionando a la misma frecuencia en las cercanías. Este sistema está integrado de tres componentes la emisora, un receptor y un emisor.

La emisora o control permite manipular al UAV de forma manual. Se ha elegido una emisora Turnigy FS TH9X-B recomendada para aviones acrobáticos y planeadores además de multirrotores. Esta emisora posee un firmware abierto lo que permite trabajar con diversos módulos de transmisión a distintas frecuencias además de ser muy utilizada en el ámbito del aeromodelismo ya que permite configurar de forma fácil, rápida y precisa los parámetros necesarios para controlar el UAV de forma estable.



Figura 20. Radio control Turnigy FS TH9X-B

Fuente: (RCTECNIC, s.f.)

El receptor de telemetría elegido es un FRSKY D4R-II, compatible con diversos módulos de telemetría de 2 vías FRSKY, tiene un alcance de 1.5 Km con línea de vista, posee 4 canales suficientes para controlar todos los actuadores y el motor del UAV.



Figura 21. Receptor FRSKY D4R-II

Fuente: (GetFPV, 2017)

2.1.8. Servo Motores

Son los actuadores del vehículo aéreo no tripulado, se los selecciona de acuerdo al torque requerido y al peso del avión. Los servomotores seleccionados elegidos son de la marca Turnigy con piñonera metálica.

- Alerones (3 Kg)
- Elevador (3.5 Kg)
- Timón (3 Kg)



Figura 22. Servomotor

Fuente: (Hobbyking, 2017)

2.1.9. Batería

Para seleccionar la batería es necesario tomar en consideración el voltaje y amperaje requerido por el motor y el tiempo de vuelo. Para ello partimos desde los m AH o capacidad de carga de la batería que determinará de forma directa el tiempo de vuelo.

El voltaje requerido por el motor es de 11.1V /3s a 14.8 V / 5s. El tiempo de vuelo se consideró en 18 min. Este tiempo se estableció tomando en consideración el tiempo máximo que se requerirá para una completar misión, además del peso de la batería ya que entre más amperaje y celdas posean serán más pesadas.

También se debe considerar que el motor no consumirá la corriente máxima durante todo el vuelo ya que esta únicamente se utiliza durante el despegue, debido a esto la corriente que se requiere para mantener un vuelo estable se reduce un 60% aproximadamente tener un vuelo estable. Entonces el amperaje máximo de 42 A se reduce a un consumo constante de 16.8 A.

$$\textit{Tiempo de vuelo} = \textit{AH Batería} \times \frac{60\textit{min}}{\textit{A motor}}$$

$$\textit{AH Batería} = \textit{Tiempo de vuelo} \times \frac{\textit{A motor}}{60 \textit{min}}$$

$$\textit{AH Batería} = 18 \textit{min} \times \frac{16 \textit{A}}{60 \textit{min}}$$

$$\textit{AH Batería} = 5.04 \textit{A} \approx 5 \textit{A}$$

Seleccionados el voltaje y amperaje de la batería debemos verificar si este supe la corriente al motor o al valor de C. El valor de C (constante propia de la batería) representa el coeficiente de descarga que indica la intensidad que puede entregar la batería en continuo, por ejemplo, una batería de 6 A y 10C es capaz de entregar 6 A*10 = 60 A de forma continua. Por lo general se considera que un valor de 60% de C supe completamente la corriente requerida, entonces:

$$\textit{Amperaje motor} = C \times \textit{AH}$$

$$\textit{Amperaje motor} = C \times \textit{AH} \times 0.6$$

$$C = \frac{\text{Amperaje motor}}{AH \times 0.6}$$

$$C = \frac{42 A}{5 A \times 0.6}$$

$$C = 14$$

El valor estándar aproximado es de 20 C. Considerando factores que pueden deteriorar el funcionamiento de la batería como el envejecimiento, el sobrecalentamiento y el amperaje máximo del motor se selecciona un coeficiente de descarga mucho mayor de 40 – 50 C.

2.2 Descripción y Selección Componentes Mecánicos

2.2.1 Airframe

Para el diseño del Airframe del prototipo UAV tipo Fixed Wing se toma como modelo un planeador.

Para este modelo se tiene en cuenta varias características como el peso del prototipo y la carga que puede llevar el mismo, la configuración alar, el tipo de cola, los materiales utilizados para su construcción y los componentes electrónicos.

2.2.2 Configuración Alar

Dentro de la configuración alar de las aeronaves se encuentran los monoplanos que poseen una sola ala y los multiplanos que poseen varias alas.

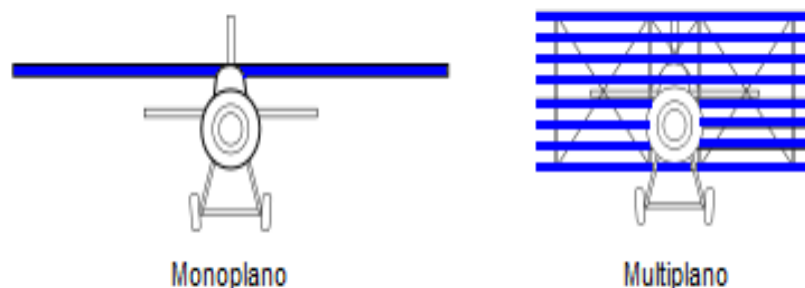


Figura 23. Tipos de Configuración Alar

La configuración alar seleccionado para el prototipo UAV es monoplano debido que es un planeador con una sola ala. Por ser el prototipo un

monoplano hay que tener en cuenta las posibles posiciones del ala con referencia al fuselaje. Estas posibles posiciones son tres las cuales son:

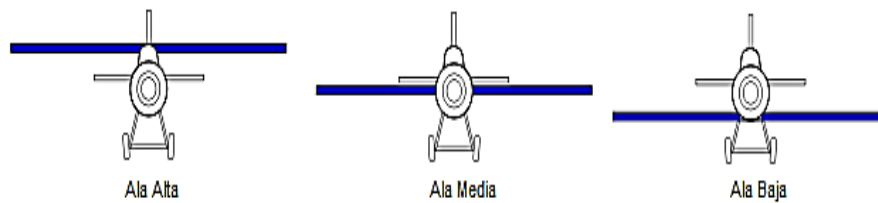


Figura 24. Configuración Alar Monoplano

- Ala alta: mayor estabilidad y tendencia a la corrección debido a que el peso se ubica por debajo del ala.
- Ala media: permite obtener grandes velocidades y realizar giros, maniobras en el aire.
- Ala baja: Diseño Robusto, mayor capacidad de carga y dificultad de control de la aeronave.

El prototipo UAV Fixed Wing necesita de una configuración de ala alta ya que este va a volar a bajas velocidades y es estable.

2.2.3 Configuración del tipo de Cola

La cola es la parte trasera del vehículo aéreo no tripulado y consta de estabilizadores. Las configuraciones más utilizadas para la elaboración de la cola son las siguientes:



Figura 25. Configuración de Tipo de Cola

- Cola en T. Esta configuración permite tener un alto rendimiento aerodinámico y excelente ratio de desprendimiento ya que esta se

sitúa por encima de las alas, cabe recalcar que si el UAV entra en pérdida es difícil recuperarlo.

- Cola estándar o T invertida. Es tipo de configuración es básica y permite tener un alto rendimiento aerodinámico, está a diferencia de la cola en T normal permite la recuperación del UAV si entra en pérdida.
- Cola en H. Mediante esta configuración se mejora el control a bajas velocidades y en caso de que el servomotor de uno de los estabilizadores verticales se dañe se puede maniobrar con el otro.
- Cola en V. Esta configuración es más ligera y se obtiene menos frentes de resistencia al flujo de aire, pero esta configuración necesita de un control muy sofisticado.

Hay que tener en cuenta que existe a más de estas configuraciones de cola, una variedad de configuraciones y nosotros optaremos por la configuración de cola estándar o por la configuración de cola en T debido a que estos no requieren un control sofisticado y tiene buenas prestaciones al momento de volar un UAV.

2.2.4 Materiales utilizados en la construcción de UAV Fixed Wing

Los materiales utilizados para la elaboración de un UAV o aviones R/C generalmente son:

- Madera de Balza. Este material es utilizado en aeromodelismo debido a que tiene un peso liviano y es de fácil manipulación.
- Fibra de carbono. Es un material utilizado en la industria aeroespacial por su alta resistencia y flexibilidad además este material es de peso liviano y no sufre daños a altas temperaturas.
- Fibra de vidrio. Este material no es tan fuerte ni tan rígido como la fibra de carbono, pero es un material que no es muy frágil debido que la fibra se rompe cuando se estira y es ligero.
- EPO: (Espuma de poliolefina expandida) La gran mayoría de UAV fabricadas por empresas y que son de venta en el mercado utilizan este material debido a que es flexible, resistente, ligero

y de fácil reparación mediante pegamentos o adhesivos. Este material es sumamente caro y este un material estándar.

- EPP: (Espuma de polipropileno expandido) Este material es resistente, ligero y de fácil fabricación, esta espuma soporta impactos y es de fácil reparación.

Para la elaboración de nuestro Airframe se optará a utilizar los materiales que permitan que el UAV Fixed Wing sea de peso ligero y que soporte impactos en caso de algún aterrizaje forzoso es por ello que se utilizara los materiales de la siguiente manera:

- El Fuselaje se realizará con fibra de carbono debido a que el UAV Fixed Wing no tiene tren de aterrizaje y resistirá a cualquier impacto al momento de aterrizar y hacer contacto con el piso debido a sus características de durabilidad.
- La cola del UAV Fixed Wing se realizará de fibra de vidrio ya que este material es ligero y no es muy frágil debido a que la cola es una parte primordial del UAV y este no tiene que sufrir daños.
- El ala se realizará con madera de balsa ya que este material es ligero y es utilizado para crear la estructura de varios aeromodelos y es de fácil reparación; la adquisición de este material será fácil debido a que nuestro país, el Ecuador es productor de la madera de balsa.

2.2.5 Selección del Airframe final

Para la selección adecuada de nuestro Airframe se realizó una comparación de varios UAV Fixed Wing que son vendidos en el mercado por lo cual se toma como referencia uno de ellos debido a sus prestaciones para mejorarlo y diseñarlo de acuerdo a nuestros requerimientos. Para ello mencionaremos los siguientes modelos de UAV tipo Fixed Wing fabricados por empresas para la venta en el mercado.

- **Skywalker UAV**



Figura 26. Skywalker UAV

Fuente: (airelectronics, s.f.)

El Skywalker UAV es fabricado con EPO un material resistente y ligero. La configuración de la cola es en T lo que le permite ser eficiente aerodinámicamente. El tamaño de su envergadura es de 1720mm y su peso es de 1.3 Kg y se puede agregar una carga adicional máxima de 1.2kg. Este UAV es de lanzamiento de mano y puede aterrizar casi en cualquier superficie sin dañar su fuselaje. (airelectronics, s.f.)

- **Aero-M Fixed Wing UAV**



Figura 27. Aero-M Fixed Wing UAV

Fuente: (Unmanned Tech, 2017)

El Aero M es fabricado por la empresa 3D robotics y está elaborado en EPO ya que es un material estándar y caro, pero con buenas propiedades de resistencia. La configuración de la cola es una estándar o también llamada T inversa que le permite tener un alto rendimiento aerodinámico. El tamaño de su envergadura es de 1880 mm y su peso total con carga es de 3Kg. Al igual que el Skywalker UAV este es de lanzamiento de mano y puede aterrizar en cualquier lugar. (Unmanned Tech, 2017)

- **Techpod UAV**



Figura 28. Techpod UAV

Fuente: (Garris, 2017)

El Techpod UAV es fabricado con EPO un material ligero. La configuración de la cola es en T lo que le permite tener una eficiencia aerodinámica. El tamaño de su envergadura es de 2590.8 mm y su peso es de 1.25 Kg y se puede agregar una carga adicional máxima de 2.26 kg. Este UAV es de lanzamiento de mano y aterriza en cualquier lugar adecuado.

Nosotros hemos optado como mejor referente al modelo de AERO-M Fixed Wing UAV puesto que su cola estándar permite tener una eficiencia y rendimiento aerodinámico y en caso que el UAV entre en pérdida es de fácil recuperación. Este Airframe es la mejor opción ya que cumple nuestros requerimientos.

2.2. Diseño del Ala

2.2.1. Selección del Perfil Aerodinámico

Debido a la inmensa variedad de perfiles existentes es necesario discriminar y seleccionar aquellos que sean adecuados para la final del proyecto.

Se denomina perfil aerodinámico a la forma de la sección transversal de un elemento, que al moverse en el seno de un fluido es capaz de crear una

distribución de presiones a su alrededor de manera que genere sustentación. (Corpa, 2015)

De entre los tipos de perfiles existentes, los perfiles simétricos poseen mayor coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque siendo ideales para aviones planeadores ya que permiten obtener mayor autonomía de vuelo. La siguiente figura ilustra los beneficios de elegir un perfil simétrico ante un asimétrico.

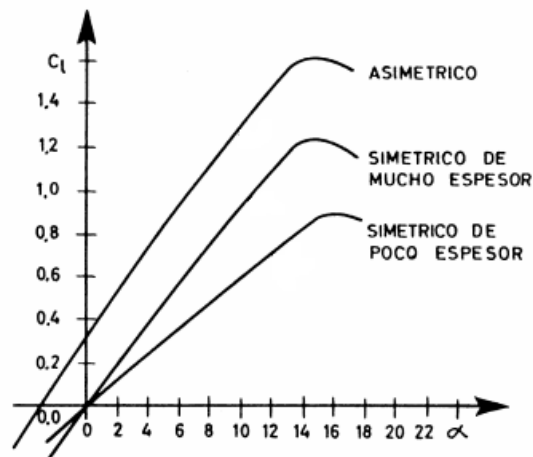


Figura 29. Coeficiente de sustentación de perfiles alares

Fuente: (Scarpin, 2000)

Las familias de perfiles alares más destacadas son las series TsAGI (Rusia), NACA, Joukowski, Clark (EE. UU), RAF (Reino Unido) y Wortmann (Alemania), de entre ellas, Wortmann enfoca sus estudios y diseños en perfiles alares para aviones planeadores convirtiéndole en la mejor opción para su implementación en este proyecto, por esta razón se eligen perfiles Wortmann.

Para la selección del perfil alar Wortmann es necesario considerar el número de Reynolds. El número de Reynolds permite determinar si el flujo de aire que pasara por el ala será laminar o turbulento, para UAVs en general por estabilidad es prudente seleccionar un valor de Reynolds aproximado de 250 000 a 500 000 adecuado para aerodelismo y para obtener un flujo laminar.

Tabla 7.**Valores típicos del número de Reynolds**

Avión	Re
Boeing 747	2 000 000 000
Avión comercial	110 000 000
Avioneta	4 700 000
Aeromodelismo	250 000

Fuente: (Wiki, 2010)

Los datos necesarios para calcular el número de Reynolds se determinan por el requerimiento de la aplicación (velocidad del UAV adecuada para adquirir imágenes) y del diseñador (la longitud de cuerda). Se establece una velocidad de vuelo de 25 m/s y una cuerda de 290 mm cuyo cálculo se muestra en las secciones siguientes.

Se considera la temperatura ambiente en la cual volará el UAV para identificar el coeficiente de viscosidad cinemático del aire. La temperatura prevista a las 7 am es de $10 \text{ }^\circ\text{C}$ aproximadamente, por lo tanto, el coeficiente es de $1.4027 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}$. (Airfoiltools, 2017)

El número de Reynolds se calcula con la siguiente fórmula:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu}$$

Dónde:

v = Velocidad del fluido

l = Longitud de la cuerda

ρ = Densidad del fluido

μ = Viscosidad dinámica del fluido

ν = Viscosidad cinemática del fluido

El número de Reynolds determinado es de 510 312. Con este valor es posible conocer los coeficientes de sustentación C_L , de arrastre C_D y el momento C_M mediante la selección previa de un ángulo de ataque.

Para ángulos de ataque aproximados entre 0 a 10 grados, la corriente de flujo permanece adherida de tal modo al cuerpo que la variación es lineal en el coeficiente de sustentación. (Ortíz & Bustamante, 2007)

Entonces debido a la geometría del avión y a la forma prevista de como sujetar el ala a la cabina el ángulo de ataque seleccionado por facilidad de construcción es de 2 grados. Se considera además perfiles Wortmann con un número de Reynolds aproximado a los 500 000 o superior. A continuación, se muestran perfiles recomendados con un número de Reynolds de 500 000 a 1 000 000

Tabla 8.

Perfiles de bajos números de Reynolds

Designación del Perfil	Detalle	Recomendación
fx057816	Wortmann 057-816 airfoil	Sin info.
fx60100	Wortmann 60-100 airfoil	Recomendado por un bajo R_e
fx60126	Wortmann 60-126 airfoil	Caproni Vizzola
fx61184	Wortmann 61-184 airfoil	Calif A-12
fx63120	Wortmann 63-120 airfoil	Scay LCA-11 Topaze
		Recomendado para UAV

Fuente: (Ortíz & Bustamante, 2007)

A continuación, se muestran los coeficientes de sustentación, arrastre y momento a un ángulo de ataque de 2 grados de los perfiles Wortmann preseleccionados, valores obtenidos mediante el programa Xfoil por Airfoiltools.

Tabla 9.

Coefficientes en función de α según el perfil

Perfil	Coefficiente de sustentación	Coefficiente de arrastre	Momento
fx057816	0.5913	0.01767	-0.0616
fx60100	0.7286	0.00755	-0.1163
fx60126	0.7293	0.00855	-0.1147
fx61184	0.7637	0.01066	-0.1226
fx63120	1.0102	0.00861	-0.1793

De esta forma el perfil con un mayor coeficiente de sustentación a 2° es el fx63120 con un espesor del 12% de la cuerda. Como parámetro adicional para evitar el fenómeno de pérdida, se debe tener presente el comportamiento de la curva en la gráfica de C_L vs α es decir se toma presente a que grados se pierde sustentación parámetro a considerar en el despegue.

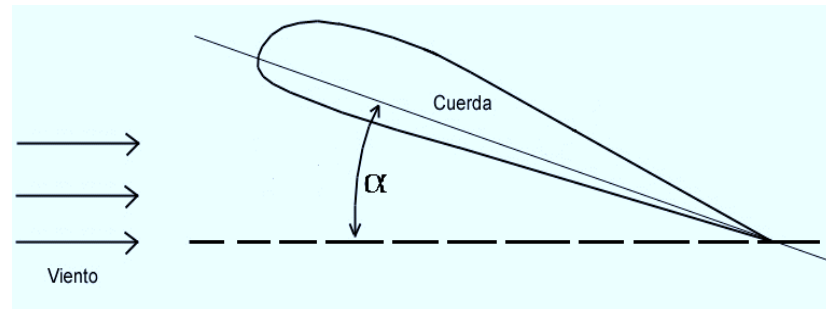


Figura 30. Ángulo de ataque

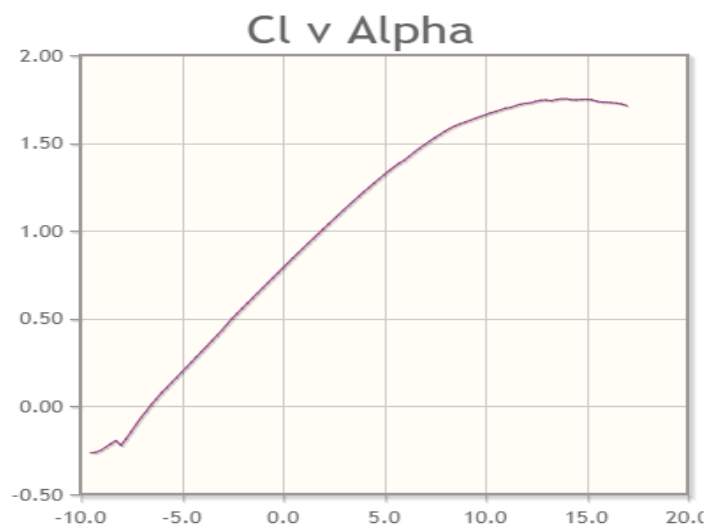


Figura 31. Cl respecto al ángulo de ataque

Fuente: (Airfoiltools, 2017)

Si se presenta un cambio brusco en la cima de la curva, se denomina pérdida de borde de ataque y se presenta en perfiles con un espesor entre el 10 % -14 % valor de cuerda, este fenómeno físico describe la separación abrupta del fluido sobre toda la superficie del perfil. (Ortíz & Bustamante, 2007)

En este caso la curva no presenta dicho comportamiento. Por lo tanto, el perfil aerodinámico FX 63-120 (FX: Franz Xavier, 63: año de diseño del perfil

1963, 120: 10 veces la máxima curvatura en porcentaje) es la mejor opción a considerar. De igual forma se considera la gráfica del coeficiente de arrastre con respecto al ángulo de ataque para comprobar que el coeficiente de arrastre presente un valor mínimo.

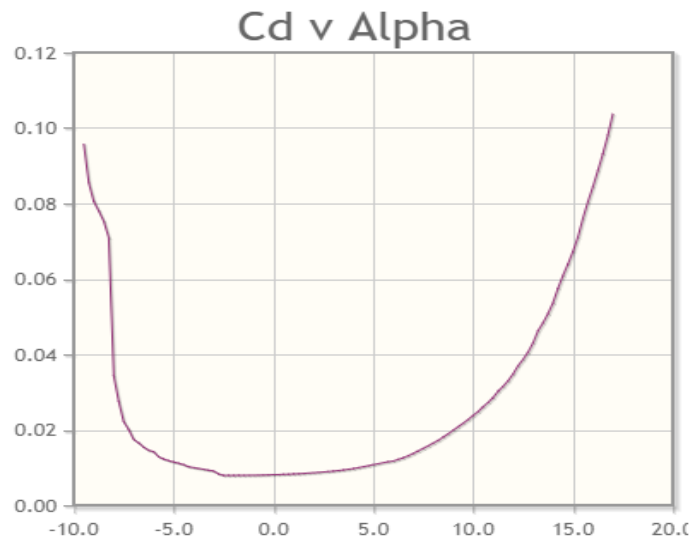


Figura 32. Coeficiente de Arrastre respecto al ángulo de ataque

Fuente: (Airfoiltools, 2017)

De igual forma se comprueba que el coeficiente de momento sea mínimo y se verifica que comportamiento tendrá el perfil aerodinámico frente a diferentes ángulos de ataque parámetro relacionado con la estabilidad.

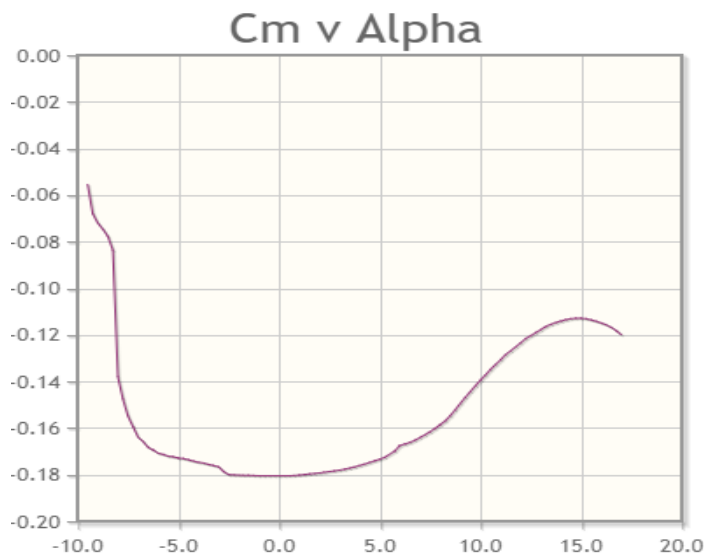


Figura 33. Coeficiente de momento respecto al ángulo de ataque

Fuente: (Airfoiltools, 2017)

2.2.2. Relación superficie del ala – carga alar

Para calcular las dimensiones del avión es necesario tener en cuenta el cociente de la carga alar (CA, en gramos por decímetro cuadrado, $\frac{g}{dm^2}$) ya que cuanto más pesado es el modelo, para una misma superficie alar, mayor es el valor de CA, y más rápido necesitará ser el vuelo del avión para mantenerse en el aire (lcmm, s.f.)

Se consideran los valores de CA existentes para los diferentes tipos de aviones a continuación se presentan algunos valores.

Tabla 10.

Valores de CA

CA	Tipo de avión
2-3	Velero
4-5	Moto planeador
6-8	Entrenador
9-12	Acrobático
13-15	Carrera

Fuente: (lcmm, s.f.)

Para el diseño del UAV se considera un valor de CA=6, ya que el prototipo tendrá características de vuelo similares al motoplano y al entrenador. Entonces considerando que la superficie alar es igual a:

$$S = \sqrt[3]{\left(\frac{P}{CA}\right)^2}$$

Dónde:

S= superficie alar (dm^2)

P= peso del avión (g)

CA= carga alar ($\frac{g}{dm^2}$)

En este punto es necesario considerar el peso estimado del prototipo y la carga útil deseada. Entonces, con un valor aproximado de 1800 gramos perteneciente a la estructura total del avión y un valor de 650 gramos respecto a la electrónica del UAV se estima un peso aproximado de 2450 gramos. Por lo tanto, se elige una carga útil de 350 gramos ideal para cámaras pequeñas.

En consecuencia, con un peso de 2800 gramos que representa el peso aproximado del UAV la superficie deberá ser de 60.16 dm^2 . Con este valor se procede a considerar la envergadura del ala.

2.2.3. Longitud del ala, cuerda media y forma del ala

Para determinar la correcta longitud del ala se considera la relación entre la longitud del ala y su cuerda, denominado Aspect Ratio (AR). Una alta relación indica alas grandes y estrechas mientras que una baja relación indica alas cortas y anchas.

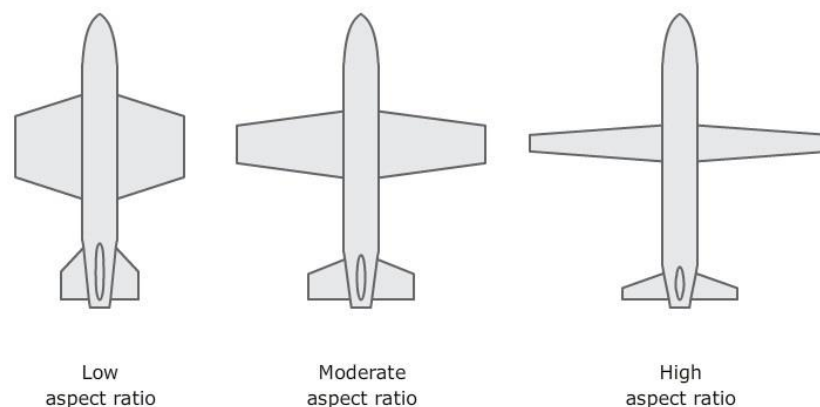


Figura 34. Alargamiento del ala

Fuente: (Hub, 2017)

Las alas con una alta relación otorgan mayor estabilidad, pero una disminución en la maniobrabilidad, también poseen menor arrastre inducido con respecto a las alas de baja relación.

El arrastre inducido se crea en las puntas de las alas, donde el aire a alta presión que se encuentra debajo del ala sube por encima de las puntas del ala hacia la zona de baja presión. Este lugar de encuentro de diferentes

presiones de aire se convierte en un área turbulenta que crea resistencia inducida. (Hub, 2017)

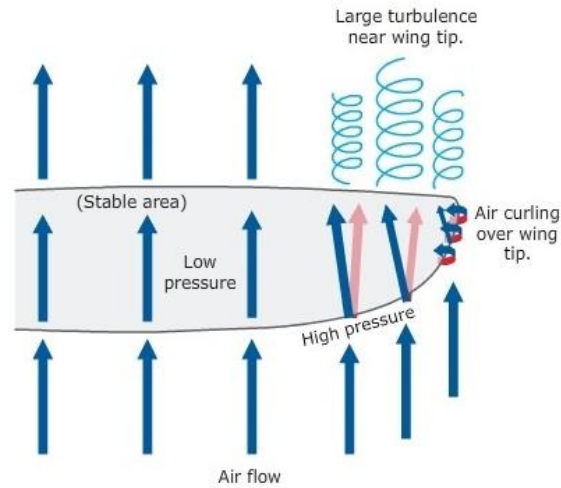


Figura 35. Arrastre inducido

Fuente: (Hub, 2017)

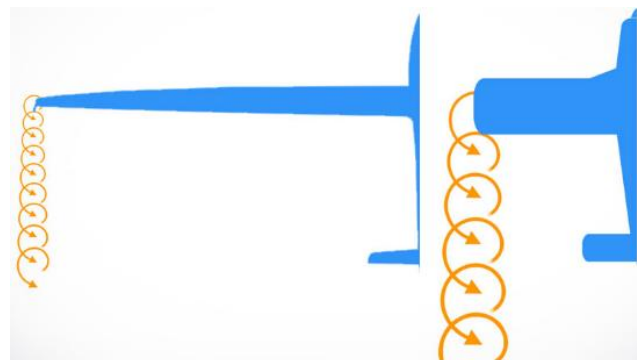


Figura 36. Arrastre inducido respecto a AR

Fuente: (Boldmethod, 2017)

A pesar que las alas con un alto AR tienen buenas características de vuelo no son las ideales para su implementación en este proyecto debido a que poseen un mayor momento de flexión. Para superar este momento se necesita un ala más rígida y segura estructuralmente condición que se puede alcanzar agregando material o con materiales que posean un mayor coeficiente de resistencia a la flexión provocando que el ala gane peso, lo cual no es ideal.

Generalmente en UAVs grandes que van de 25 Kg en adelante se utiliza un AR superior a 10 para lograr una mayor eficiencia. Por otro lado, en UAVs de 5 y 7 Kilogramos se utiliza un alargamiento moderado de 6 debido a los problemas estructurales que resulta de un mayor alargamiento. (Redondo Martin, 2016)

Tomando en cuenta la recomendación mencionada se ha considerado aumentar el valor de AR a 7 para otorgar características de planeador al prototipo logrando de esta forma mayor autonomía de vuelo sin un aumento considerable en el peso del ala.

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

AR= Aspect ratio

S= Superficie alar

b= longitud del ala.

Entonces:

$$b = \sqrt{AR * S}$$

$$b = \sqrt{7 * (601600 \text{ mm}^2)}$$

$$b = 2052.12 \text{ mm}$$

Por lo tanto, la envergadura adecuada para el prototipo es de 2050 *mm*. Con respecto a la cuerda media o cuerda aerodinámica media (CAM) su valor se determina mediante la siguiente ecuación.

$$AR = \frac{b}{CAM}$$

$$CAM = \frac{2050 \text{ mm}}{7}$$

$$CAM = 292.85 \text{ mm}$$

De esta forma se establece un valor de cuerda aerodinámica media de 290 mm. Con respecto a la forma del ala se realiza una comparación entre los diferentes tipos de ala y de esta forma elige la adecuada para el prototipo.

Tabla 11.

Ventajas y Desventajas según el tipo de ala.

Tipo de Ala	Ventajas	Desventajas
Rectangular	<ul style="list-style-type: none"> • Elevada sustentación a bajas velocidades • Intermedia estabilidad 	<ul style="list-style-type: none"> • Baja velocidad • Elevada resistencia al avance • Comportamiento medio ante la entrada en pérdida. • Elevada resistencia aerodinámica
Elíptica	<ul style="list-style-type: none"> • Elevada maniobrabilidad a bajas velocidades • Mayor eficiencia aerodinámica • Inferior resistencia aerodinámica 	<ul style="list-style-type: none"> • Inefectividad de los alerones ante la entrada en pérdida
Trapezoidal	<ul style="list-style-type: none"> • Elevada rigidez • Inferior resistencia al avance. • Buena eficiencia a velocidades medias • Buena Maniobrabilidad 	<ul style="list-style-type: none"> • Mal comportamiento durante la pérdida de sustentación
Triangular	<ul style="list-style-type: none"> • Inferior resistencia aerodinámica • Buena Maniobrabilidad • Buena rigidez 	<ul style="list-style-type: none"> • Poca efectividad durante el aterrizaje • Inestabilidad a baja velocidad

Antes de elegir el tipo de ala adecuada se debe considerar la forma de sujeción que tendrá respecto a la cabina, la cual está prevista mediante ligas ya que otorgan una buena sujeción y amortiguación al movimiento. Por lo tanto, se elige un ala compuesta por un ala central de forma rectangular debido a su elevada sustentación a bajas velocidades y dos alas de forma trapezoidal ya que presenta baja resistencia aerodinámica.

2.2.4. Conicidad del ala

Representa la relación entre la cuerda de la punta y la raíz del ala, parámetro necesario considerar en alas trapezoidales. Se lo obtiene mediante la siguiente fórmula.

$$\lambda = \frac{C_r}{C_t}$$

Dónde:

λ = Relación de conicidad

C_r = Cuerda de raíz (en el eje de simetría del ala)

C_t = Cuerda en las puntas del ala

Para determinar C_t se considera una reducción del tamaño con respecto de C_r del 35 al 40 por ciento aconsejable para obtener menor resistencia inducida respecto al prototipo. También se considera que el espesor máximo obtenido sea adecuado para albergar dos largueros de 7mm de espesor.

Tabla 12.

Reducción de C_t

%	Cuerda C_t (mm)	Espesor (mm)
35	188.5	22.49
36	185.6	22.14
37	182.7	21.79
38	179.8	21.45
39	176.9	21.10
40	174	20.76

Los datos anteriores expresan que una reducción del 38% es la indicada considerando el espesor de los largueros y un pequeño margen de error requerido al trabajar en madera de balsa.

$$\lambda = \frac{290 \text{ mm}}{180 \text{ mm}}$$

$$\lambda = 1.61$$

Por lo tanto, la relación de conicidad obtenida con $C_t = 290mm$ y $C_r = 180 mm$ es de 1.61 consiguiendo de esta forma una relación estándar presente en aviones de aeromodelismo.

2.2.5. Diedro

El diedro es un ángulo que se agrega a las alas para mejor la estabilidad en roll debido a que en un movimiento de yaw/roll se presenta un flujo cruzado de aire sobre el ala lo cual afecta la estabilidad de balanceo de la aeronave. El diedro permite a las alas volver naturalmente a su posición original si se presenta un ligero desplazamiento en roll. Los ángulos típicos de diedro están entre los 2° y 3° grados sin exceder los 5° . (Kumar, 2010)

El diedro presenta dos inconvenientes respecto a los factores que se consideran en el diseño ya que su implementación provoca mayor arrastre y una menor velocidad de balanceo, pero estos aspectos no interfieren en gran medida en el comportamiento del avión en el aire especialmente para la aplicación que desarrollará el prototipo.

Nuevamente se considera el comportamiento que tendrá el UAV. Cuando este se encuentre en un movimiento de yaw/roll puede ser afectado por una ráfaga de viento haciendo que el avión pierda estabilidad de balanceo. Debido a esto se elige un ángulo de 4.5° .

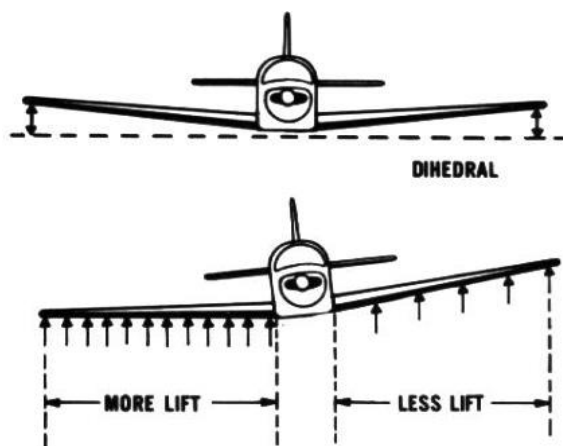


Figura 37. Diedro para estabilidad

Fuente: (Topgunbase, 2017)

2.2.6. Ala central y alerones

Con una envergadura total de 2050 mm se debe considerar el espacio que se va a asignar al ala central y a las dos trapezoidales. Considerando una distribución simetría cada ala debería tener un 33.3 por ciento del total de la envergadura, pero debido a la función que cumplen el ala central tendrá un aumento del 0.8 por ciento en su longitud generando de esta forma una amortiguación a la resistencia parásita provocada por los equipos electrónicos e implementos que están sometidos al flujo del aire y no describan una forma aerodinámica.

Debido a lo mencionado el ala central tendrá una longitud de 700 mm, mientras que las alas trapezoidales tendrán una longitud de 675 mm cada una. Ahora es necesario considerar las dimensiones de los alerones.

Basado en estadísticas de un buen comportamiento aerodinámico, se considera que alrededor del 5 al 10 por ciento de la superficie del ala se debe asignar a la superficie del alerón, con una cuerda de alerón del 12 al 25 por ciento respecto a la cuerda del ala y una envergadura del alerón del 20 al 30 por ciento de la envergadura del ala. (Sadraey, 2012)

Al dimensionar los alerones es necesario considerar la sensibilidad al movimiento del ala con respecto al movimiento de sus alerones, por tal razón se considera una cuerda de alerón del 12% con respecto a la cuerda raíz C_r , obteniendo un valor de 35 mm y una envergadura del alerón del 20.55% con respecto al envergadura del ala con un valor de 421mm. Como ultimo parámetro se considera el ángulo de deflexión superior de los alerones de 30° y un ángulo inferior de igual valor.

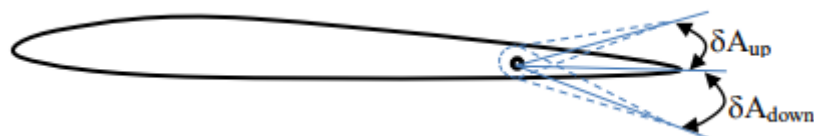


Figura 38. Ángulo de deflexión

Fuente: (Sadraey, 2012)

2.2.7. Velocidades del UAV

La velocidad de entrada en pérdida indica la velocidad mínima a la que el UAV debe volar ya que a velocidades inferiores se presentaría pérdida de sustentación y por lo tanto un desplome del avión. Esta velocidad se la calcula con la siguiente fórmula.

$$V_{p\acute{e}rdida} = \sqrt{\frac{2 * P}{\rho * S * C_{lmax}}}$$

Dónde:

$V_{p\acute{e}rdida}$ = velocidad ($\frac{m}{s}$)

P= peso del prototipo (gramos)

ρ =densidad del aire a 10 °

S= superficie (m^2)

C_{lmax} = Coeficiente de sustentación máximo

El coeficiente de sustentación máximo se lo elige mediante el gráfico de C_l vs α , considerando un ángulo máximo de 17° antes que el avión presente los efectos de pérdida de sustentación.

$$V_{p\acute{e}rdida} = \sqrt{\frac{2 * 2.8 \text{ Kg} * 9.8 \frac{m}{s^2}}{1.25 \frac{Kg}{m^3} * 0.6016 \text{ m}^2 * 1.7123}}$$

$$V_{p\acute{e}rdida} = 6.53 \frac{m}{s}$$

La velocidad de despegue se considera de un 10 a 20 por ciento mayor que la velocidad de pérdida, por lo tanto:

$$V_{despegue} = 1.1 * V_{p\acute{e}rdida}$$

$$V_{despegue} = 1.1 * 6.5 \frac{m}{s}$$

$$V_{despegue} = 7.18 \frac{m}{s}$$

La velocidad de rotación o velocidad con la cual el UAV empieza a levantar la nariz se calcula con la siguiente consideración:

$$V_R = 0.9 * V_{p\acute{e}rdida}$$

$$V_R = 0.9 * 6.53 \frac{m}{s}$$

$$V_R = 5.87 \frac{m}{s}$$

La velocidad de aterrizaje se la considera aproximadamente de un 15% mayor que la velocidad de pérdida.

$$V_{aterrizaje} = 1.15 * V_{p\acute{e}rdida}$$

$$V_{aterrizaje} = 1.15 * 6.53 \frac{m}{s}$$

$$V_{aterrizaje} = 7.51 \frac{m}{s}$$

La velocidad crucero del UAV se la considera en un 60% de la velocidad máxima del diseño del prototipo es decir de $15 \frac{m}{s}$.

2.2.8. Estructura y Aerodinámica del ala

Tomando en cuenta los parámetros que se han establecido anteriormente, el problema se traduce en diseñar un ala capaz de soportar la fuerza debida al peso del UAV. A continuación, se presenta una tabla de los datos obtenidos.

Tabla 13.

Datos generales del ala

Parámetro	Detalle
Perfil Alar	FX Wortmann 63-120
Superficie alar	601600 mm ²
Envergadura	2050 mm ²
Cuerda media (CAM)	290 mm
Cuerda en la punta del ala	180 mm
AR	7
Conicidad del ala (λ)	1.61

Con los datos generales, el diseño propuesto estructuralmente se muestra a continuación.

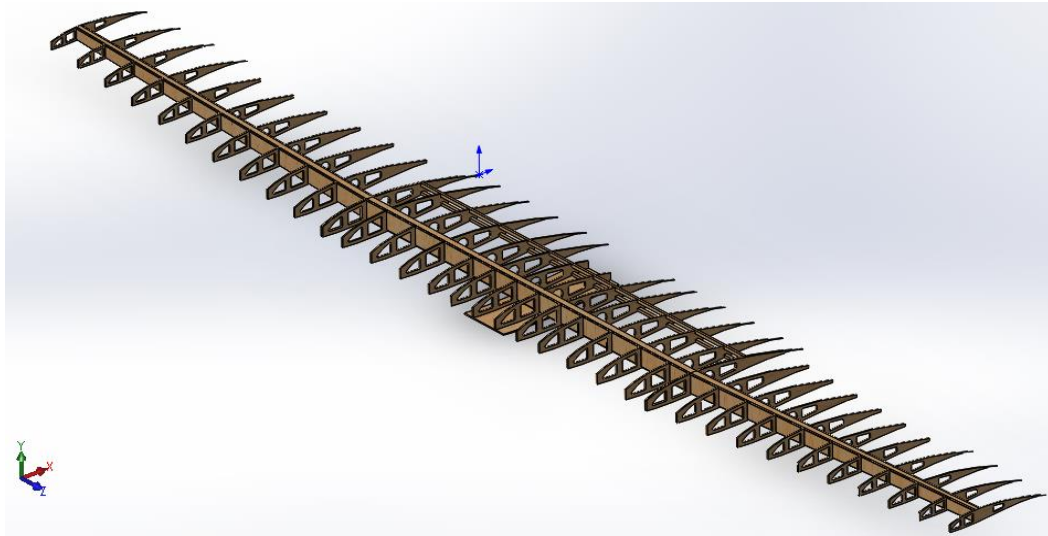


Figura 39. Estructura interna del ala

Se procede a comprobar si la estructura es capaz de soportar el peso propuesto de 2800 g valor total previsto del peso del avión. La fuerza a considerar es de 27.44 N, valor que se distribuye uniformemente sobre cada larguero.

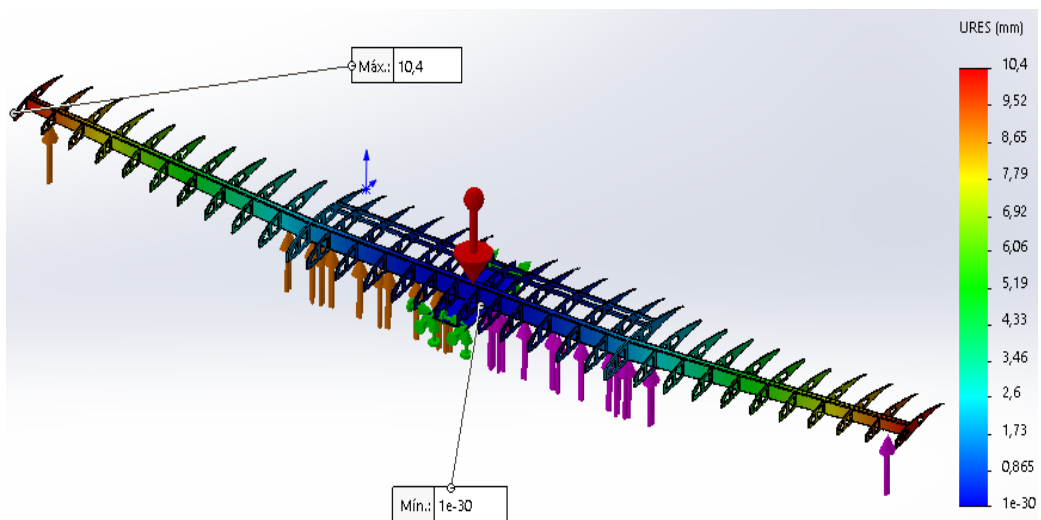


Figura 40. Deformación del ala

La anterior imagen muestra una deformación máxima de 10 mm valor aceptable ya que se reducirá al incluir el borde de ataque y las cubiertas del

intradós y del extradós, elementos que aportarán mayor rigidez a la estructura. Con esta estructura se obtuvo un factor de seguridad de 4.6

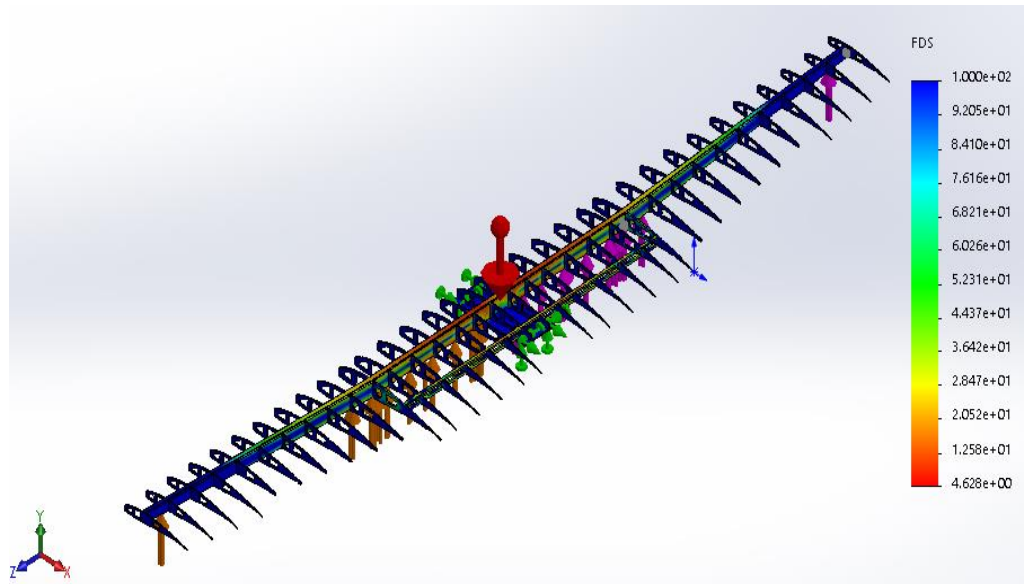


Figura 41. Presión en el extradós del ala

Con respecto al comportamiento del ala aerodinámicamente es necesario comprobar que la configuración del ala escogida muestre una buena distribución de aire y por lo tanto exista un flujo laminar. A continuación, se muestra dicha distribución en el intradós y extradós del ala completa.

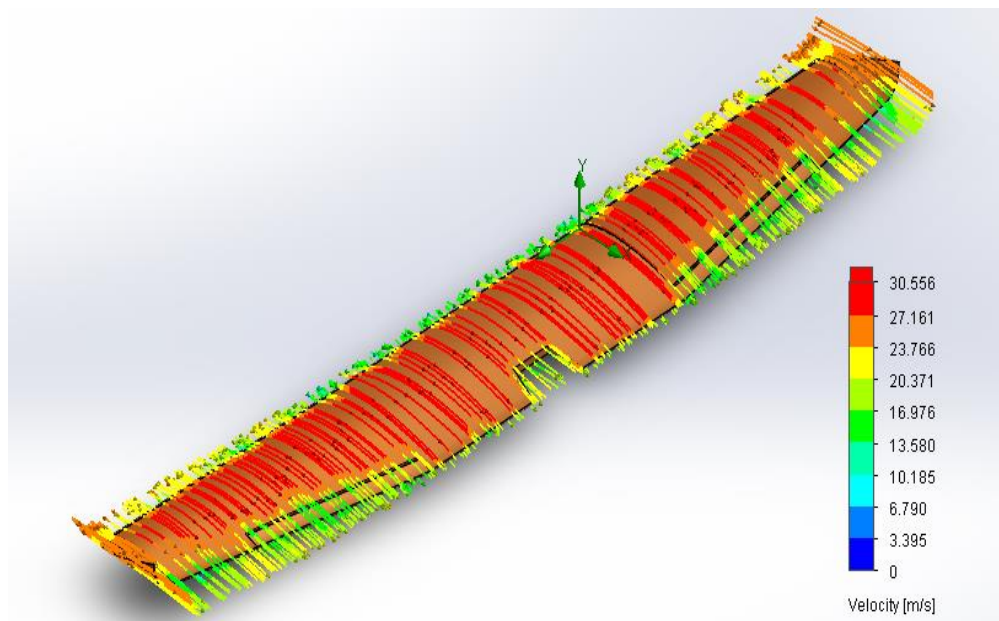


Figura 42. Distribución del aire en el extradós del ala

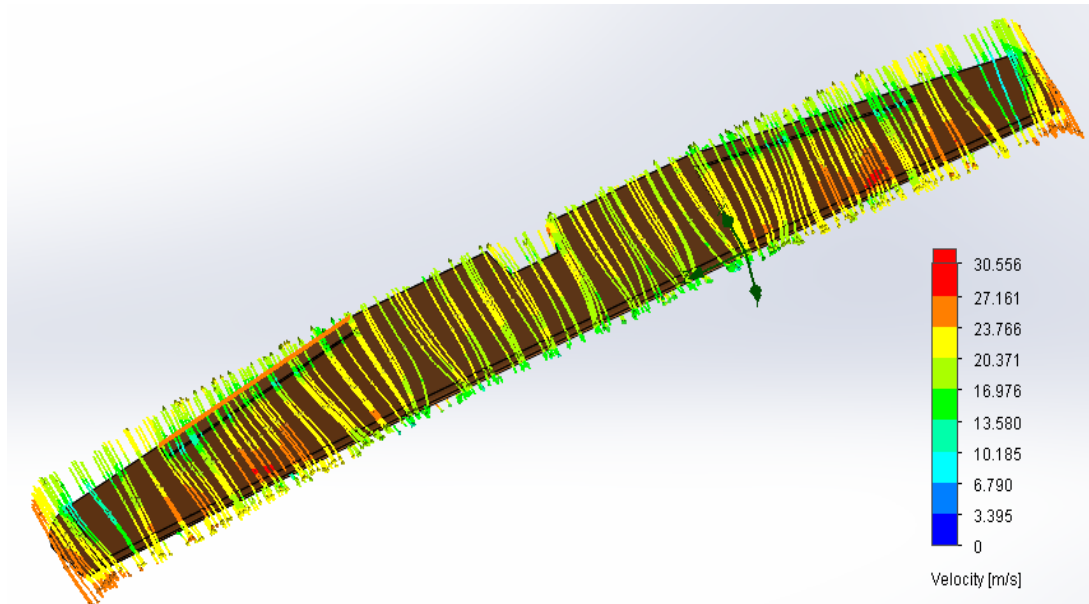


Figura 43. Distribución del aire en el intradós del ala

Como se aprecia en las imágenes anteriores existen un flujo laminar en toda el ala de esta forma se evita que se genere un flujo laminar turbulento. También es necesario verificar la distribución de presiones en el ala para comprobar que no se genere demasiada resistencia aerodinámica, las siguientes imágenes mostraran estas presiones.

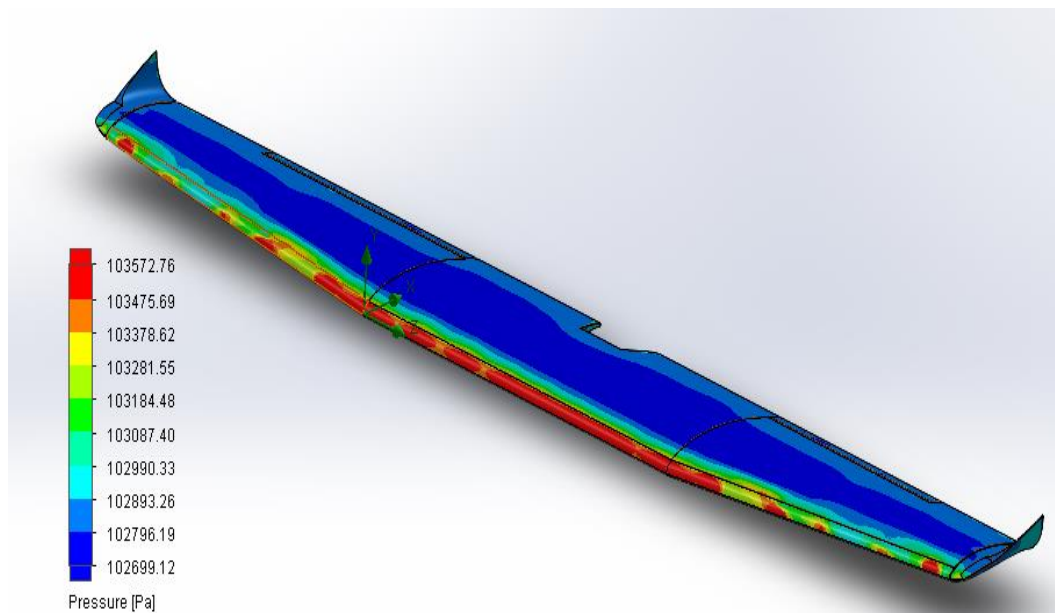


Figura 44. Presión en el extradós del ala

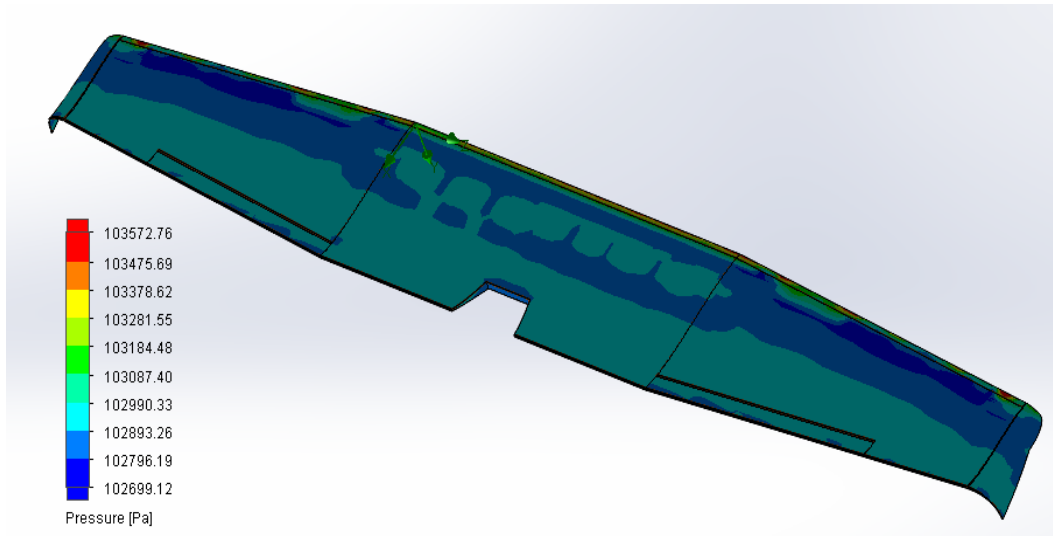


Figura 45. Presión en el intradós del ala

En las imágenes anteriores se puede apreciar que la presión existente en el extradós es menor que en el intradós condición necesaria para que exista sustentación, además se observa que la distribución de presiones es uniforme lo cual resulta útil para que los movimientos en yaw sean estables. También se puede apreciar a continuación el centro aerodinámico ubicado cerca de los largueros de la estructura.

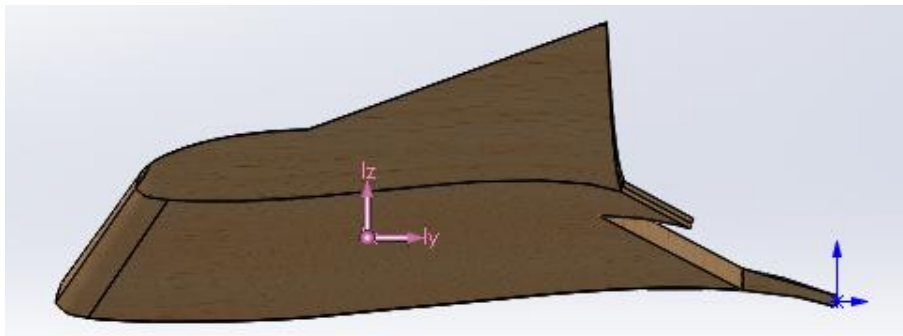


Figura 46. Centro aerodinámico

2.3. Diseño del Fuselaje

2.3.1. Selección del tipo de Fuselaje

Para el tipo de fuselaje se utilizará el de construcción compuesta ya que el fuselaje del UAV Fixed Wing será construido con fibra de carbono por su resistencia y dureza debido a que este es el primero que impacta con el suelo

al momento de aterrizar. Es por ello que su diseño es simétrico, sencillo y eficiente ya que aquí se localizará la electrónica de vuelo, las baterías y una carga adicional que en este caso vendrá a ser la cámara fotográfica.

El cuerpo de la cabina está diseñado con láminas de tela de fibra de carbono con un espesor de 1.5 mm. Esta tiene una forma aerodinámica que permite que el aire fluya de mejor manera ayudando a no tener resistencias parasitas.

La longitud del fuselaje se puede encontrar mediante cualquiera de los dos métodos: (WORDPRESS.COM., s.f.)

- Primer método consiste en determinar la longitud en función de la cuerda media aerodinámica o geométrica la cual indica que se moverá entre 4 y 6 veces la CMA (cuerda media aerodinámica) de acuerdo a los modelos diseñados en aeromodelismo ya sea modelos como planeadores y entrenadores. (WORDPRESS.COM., s.f.)
- Segundo método se expresa en porcentaje de la envergadura debido a que se basan en estudios estadísticos, ya que las medidas presentes en los modelos comerciales o diseños publicados en medios especializados estarán comprendidas entre intervalos mencionados a continuación:
 - 45% al 60% para veleros térmicos o de ladera y motoveleros.
 - 70%al 75% para modelos tipo entrenador o sport.
 - 80% al 100% en acrobáticos de competición o modelos especiales.

Cabe recalcar que estas medidas son variables ya que dependen del tipo de avión y sus características de vuelo.

Para dar la longitud del fuselaje nos basamos en el primer método ya que está en base a la cuerda media aerodinámica y el valor tomado es de 4 para nuestro UAV.

La CAM es de 290 mm entonces la longitud del fuselaje se obtiene:

$$l_f = CAM * x$$

Dónde:

l_f = Longitud del fuselaje

CAM = cuerda aerodinámica

x = valor seleccionado.

Entonces:

$$l_f = (290 \text{ mm}) * 4$$

$$l_f = 1160 \text{ mm}$$

Para la longitud del fuselaje se tomará en cuenta un valor aproximado a 1160 mm es decir el valor tomado es de 1140 mm para disminuir el peso de cola del UAV.

En la altura del fuselaje se toma en cuenta un valor entre 10% al 15% de la longitud del fuselaje para un modelo de iniciación sin tomar en cuenta la ubicación del motor, pero debido que en nuestro proyecto el motor va ubicado en la parte superior de la cabina se optara por un valor del 20% de la longitud del fuselaje y por ende la hélice del motor seleccionado no choque con la cola del UAV. (WORDPRESS.COM., s.f.)

$$h_f = l_f * \%$$

Dónde:

h_f = Altura del fuselaje

l_f = Longitud del fuselaje

$\%$ = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$h_f = (1140 \text{ mm}) * 20\%$$

$$h_f = 228 \text{ mm}$$

Para la altura del fuselaje se tomará en cuenta un valor aproximado de 230 mm por la ubicación del motor y su hélice, ya que al no considerar estos componentes la hélice choca con el tubo de cola.

En la anchura del fuselaje se toma en cuenta que accesorios y componentes serán ubicados en la parte interior de la cabina es por ello que se optó por un valor de 85 mm.

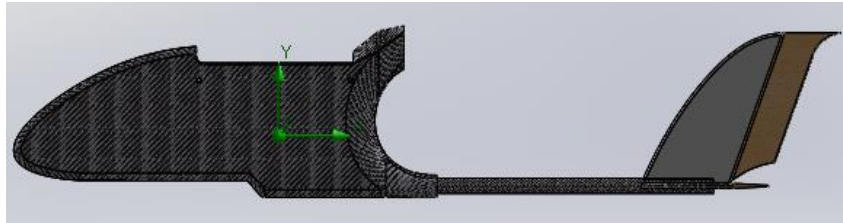


Figura 47. Fuselaje Tipo construcción Compuesta

Para la longitud de la cabina se tomó en cuenta el 30% de la envergadura es por ello que la longitud es de 600 mm. Y lo restante de la longitud del fuselaje se toma para la unión cola fuselaje y la cola del UAV. La altura y la anchura de la cabina son los datos calculados para la anchura y la altura del fuselaje, estos datos son los mismos. Es por ello que la altura de la cabina es 230 mm y su anchura es de 85 mm.

La forma de la cabina se realizó mediante un diseño aerodinámico que permitió distribuir el aire a sus superficies de control por lo cual se genera un efecto de disminución con respecto al drag y sus presiones serán menores ya que su nariz será el primero que impacta con el aire por lo que es la parte delantera del UAV.



Figura 48. Cabina del UAV Fixed Wing

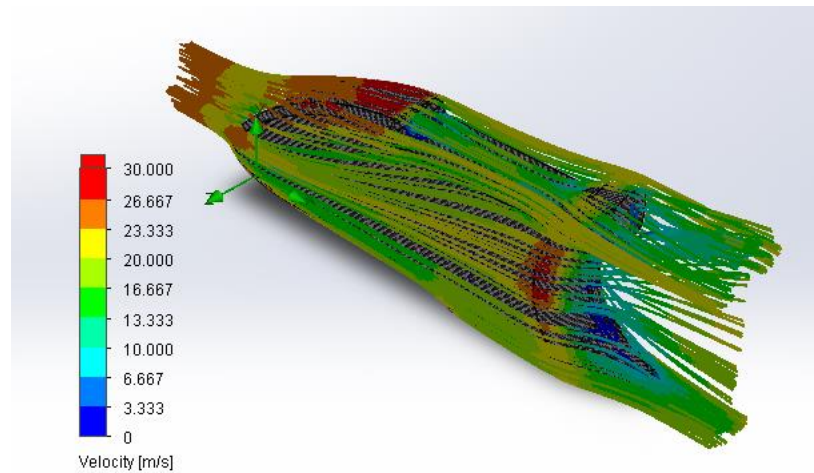


Figura 49. Distribución del aire en la cabina

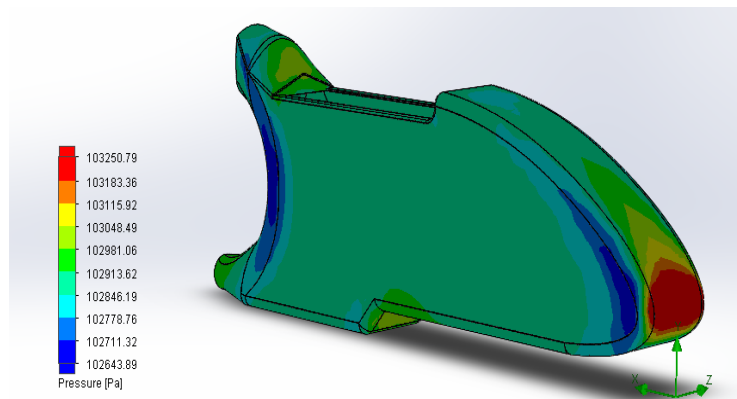


Figura 50. Presiones en la cabina del UAV

2.3.2. Dimensionamiento de la cola

La cola de UAV Fixed Wing está compuesta por un estabilizador vertical y un estabilizador horizontal, estas dos forman una configuración de cola estándar cada uno tiene un espesor de 7mm y están compuestas de paneles de fibra de vidrio. Las superficies de control como el timón y el elevador están compuestas por madera de balsa.

En el diseño de los estabilizadores de la cola se utilizaron planos rectangulares cortados en una forma aerodinámica con un redondeo de 3.5mm esto se realizó debido al material a utilizar. La cola no aporta sustentación al UAV por no poseer perfil aerodinámico, pero tiene características que mejoran el equilibrio del UAV y mediante su peso se ubicara el centro de gravedad del prototipo.

2.3.3. Estabilizador Horizontal

Para encontrar la superficie del estabilizador horizontal se tiene en cuenta primero la superficie del ala ya que de este se tomará del 15% al 25 %. En nuestro modelo se considera un valor del 15.5 % de la superficie alar ya que este valor se encuentra dentro del intervalo. (WORDPRESS.COM., s.f.)

$$S_e = S * \%$$

Dónde:

S_e = Superficie del estabilizador horizontal

S = Superficie del ala

$\%$ = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_e = (601600mm^2) * 15.5\%$$

$$S_e = 93248 mm^2$$

La superficie de estabilizador horizontal es de $93248 mm^2$ contado con la superficie fija y la superficie móvil. Para encontrar estas superficies se considera del 25 al 35% para la parte móvil y del 65% al 75% para la parte fija de la superficie del estabilizador horizontal. En nuestro prototipo se consideró el 35% para la parte móvil y el 65% para la parte fija. (WORDPRESS.COM, s.f.)

$$S_{me} = S_e * \%$$

Dónde:

S_{me} = Superficie móvil del estabilizador horizontal

S_e = Superficie del estabilizador horizontal

$\%$ = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_{me} = (93248 mm^2) * 35\%$$

$$S_{me} = 32636.8 \text{ mm}^2$$

Mientras que para la superficie fija se detalla de la siguiente forma.

$$S_{fe} = S_e * \%$$

Dónde:

S_{fe} = Superficie fija del estabilizador horizontal

S_e = Superficie del estabilizador horizontal

% = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_{fe} = (93248 \text{ mm}^2) * 65\%$$

$$S_{fe} = 60611.2 \text{ mm}^2$$

Las superficies son de 32636.8 mm^2 para la parte móvil y 60611.2 mm^2 la parte fija. Se consideró dichos porcentajes para tener un mayor control del UAV en vuelo.

El alargamiento del estabilizador horizontal es menor que el del alargamiento del ala y está comprendido entre 3 y 4 de estos valores habituales. (WORDPRESS.COM., s.f.)

$$AR_e = \frac{l_e^2}{S_e}$$

Dónde:

AR_e = Aspect ratio del estabilizador horizontal

S_e = Superficie del estabilizador horizontal

l_e = longitud del estabilizador horizontal

Entonces:

$$l_e = \sqrt{AR_e * S_e}$$

$$l_e = \sqrt{4 * 93248 \text{ mm}^2}$$

$$l_e = 610.73 \text{ mm}$$

La longitud del estabilizador horizontal es de 610.73 mm.

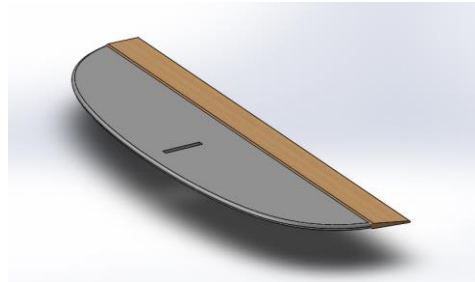


Figura 51. Parte fija y móvil del estabilizador horizontal

2.3.4. Estabilizador vertical

Para encontrar la superficie del estabilizador vertical o de deriva se toma de 5% a 12% de la superficie del ala. En nuestro valor se tomó el 5% de la superficie del ala para no tener una dimensionar un prototipo muy grande.

$$S_d = S * \%$$

Dónde:

S_d = Superficie del estabilizador vertical

S = Superficie del ala

$\%$ = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_d = (601600 \text{ mm}^2) * 5\%$$

$$S_d = 30080 \text{ mm}^2$$

La superficie del estabilizador vertical de 30080 mm² contado con la superficie fija y la superficie móvil. Para encontrar estas superficies se considera entre el 60% y 65% para la parte fija y el resto para la parte móvil de la superficie del estabilizador vertical. Para nuestro proyecto se consideró el 35% para la parte móvil y la diferencia para la parte fija. (WORDPRESS.COM, s.f.)

$$S_{md} = S_d * \%$$

Dónde:

S_{md} = Superficie móvil del estabilizador vertical

S_d = Superficie del estabilizador vertical

% = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_{md} = (30080 \text{ mm}^2) * 35\%$$

$$S_{md} = 10528 \text{ mm}^2$$

Mientras que para la superficie fija se detalla de la siguiente forma.

$$S_{fd} = S_d - S_{md}$$

Dónde:

S_{fd} = Superficie fija del estabilizador vertical

S_d = Superficie del estabilizador vertical

% = porcentaje seleccionado.

Entonces:

$$S_{fd} = 30080 \text{ mm}^2 - 10528 \text{ mm}^2$$

$$S_{fd} = 19552 \text{ mm}^2$$

Las superficies son de 19552 mm^2 para la parte fija y 10528 mm^2 la parte móvil. Se consideró dichos porcentajes para tener un mayor control del UAV en vuelo.

El alargamiento del estabilizador vertical esta entre 1.3 y 1.6 de estos valores. (WORDPRESS.COM, s.f.)

$$AR_d = \frac{l_d^2}{S_d}$$

Dónde:

AR_d = Aspect ratio del estabilizador vertical

S_d = Superficie del estabilizador vertical

l_d = longitud del estabilizador vertical

Entonces:

$$l_d = \sqrt{AR_d * S_d}$$

$$l_d = \sqrt{1.4 * 30080 \text{ mm}^2}$$

$$l_d = 205.21 \text{ mm}$$

La longitud del estabilizador vertical es de 205.21 *mm*.

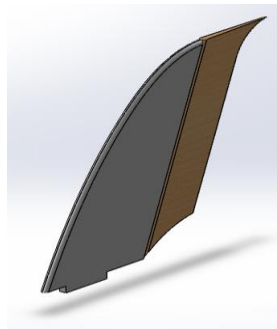


Figura 52. Parte fija y móvil del estabilizador vertical

La cola del UAV está formada por dos estabilizadores que tienen una forma aerodinámica. La cola ayuda al control del avión y a su estabilidad mientras que su forma contribuye a una adecuada distribución del aire y por ende sus presiones no alteran en el comportamiento del UAV.

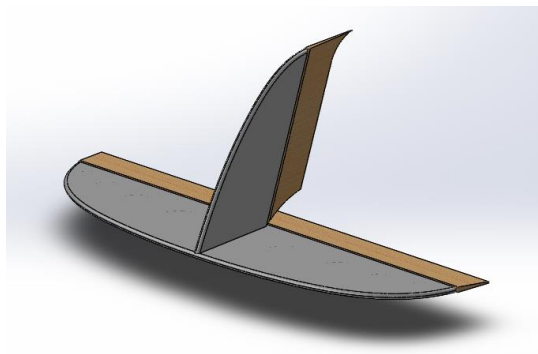


Figura 53. Cola del UAV

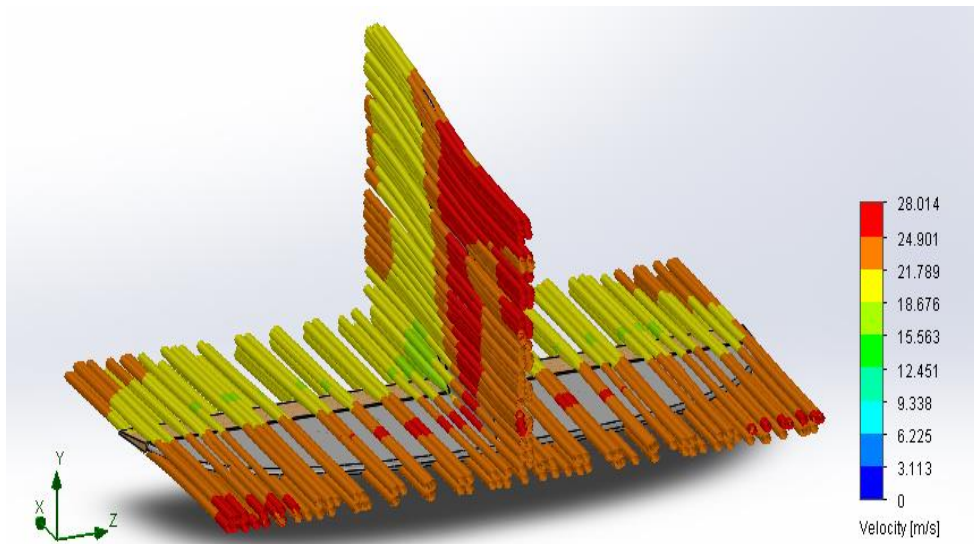


Figura 54. Distribución del aire y sus respectivas velocidades

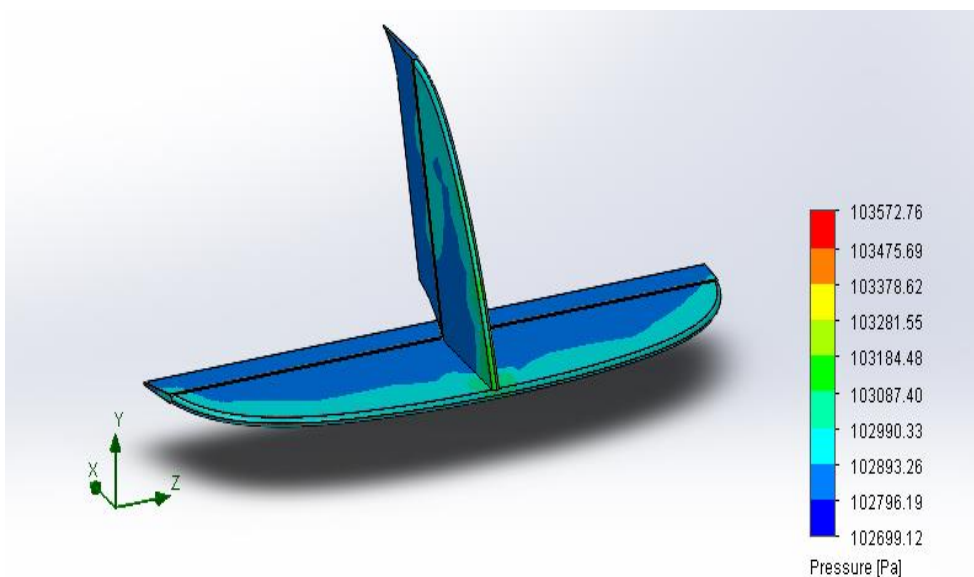


Figura 55. Presiones en la cola del UAV

2.3.5. Tubo de unión de Cola Fuselaje

El tubo se realiza en fibra de carbono ya que este soporta las fuerzas ejercidas por la cola del UAV Fixed Wing en este caso tiene que soportar las acciones realizadas por las superficies de control es decir del timón y del elevador, como también debe soportar el peso de cola y las fuerzas de estabilización. El espesor del tubo es de 1.5 mm y su longitud es de 450 mm.

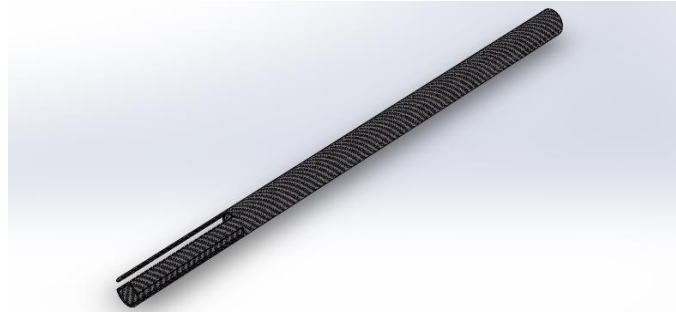


Figura 56. Unión Cola-Fuselaje

2.3.6. Estructura y Aerodinámica del fuselaje

El fuselaje del UAV tiene una forma aerodinámica y la cabina desempeña un factor importante en ello ya que mediante este desviamos el aire a diferentes partes del fuselaje, la parte delantera de la cabina tiene una forma redondeada y sus laterales es de forma plana y la parte posterior permite la desviación del aire a la cola para obtener un mejor control de vuelo del prototipo UAV Fixed Wing.

Las presiones en el fuselaje son mínimas disminuyendo el drag del prototipo. La presión mayor se encuentra en la nariz de la cabina puesto que este es el primero que impacta con el aire por ser la parte delantera del UAV, pero su forma aerodinámica permite que las demás presiones sean menores en la parte posterior del mismo.

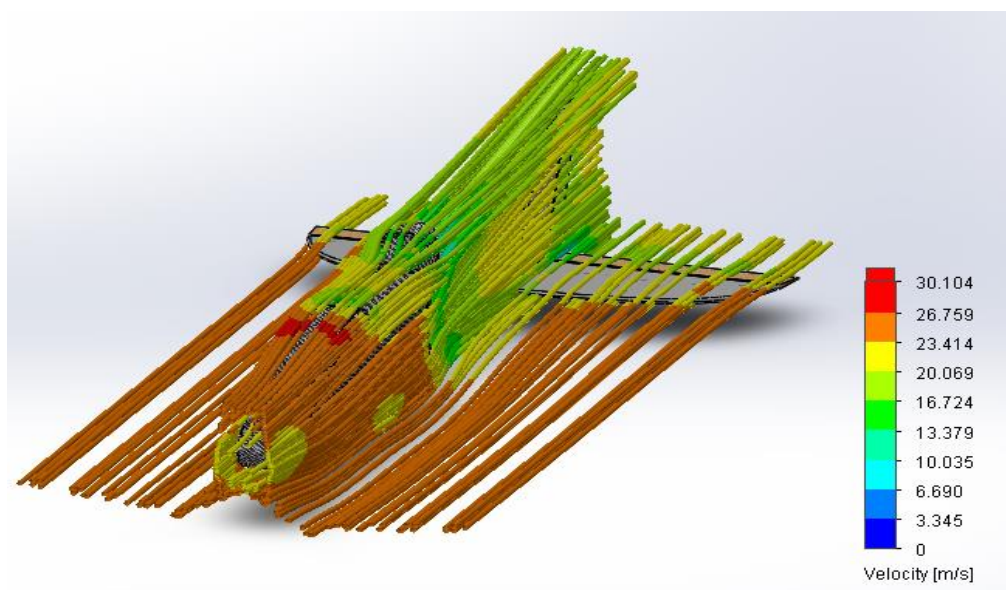


Figura 57. Distribución del aire en el fuselaje y sus velocidades

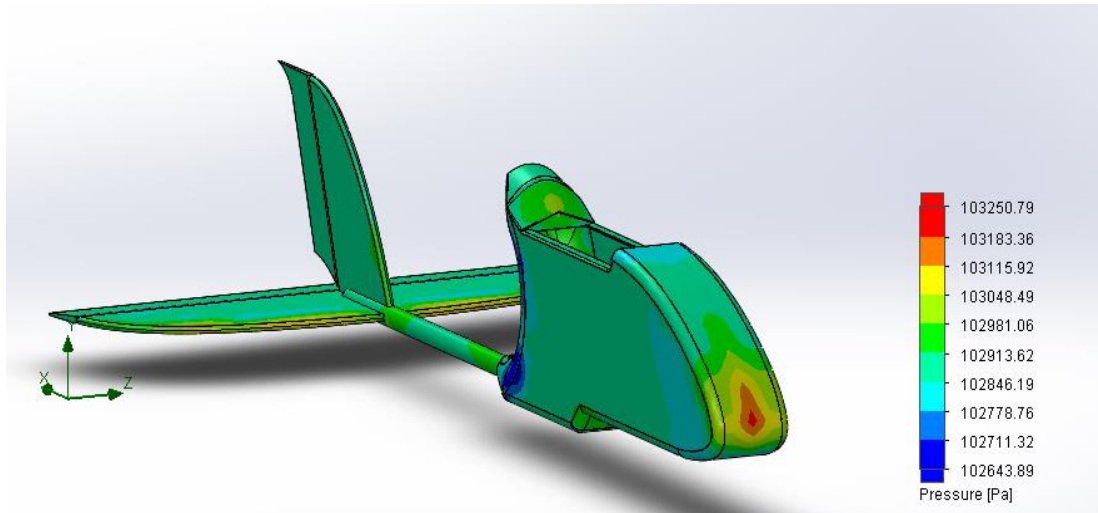


Figura 58. Presiones en el fuselaje

2.4. Aerodinámica y Equilibrio del UAV

Las siguientes imágenes muestran el flujo del aire y la distribución de presiones del prototipo final de las cuales se puede destacar que el flujo es laminar por lo tanto existe una disminución con respecto a la resistencia al avance del UAV. Con respecto a las presiones su distribución es uniforme.

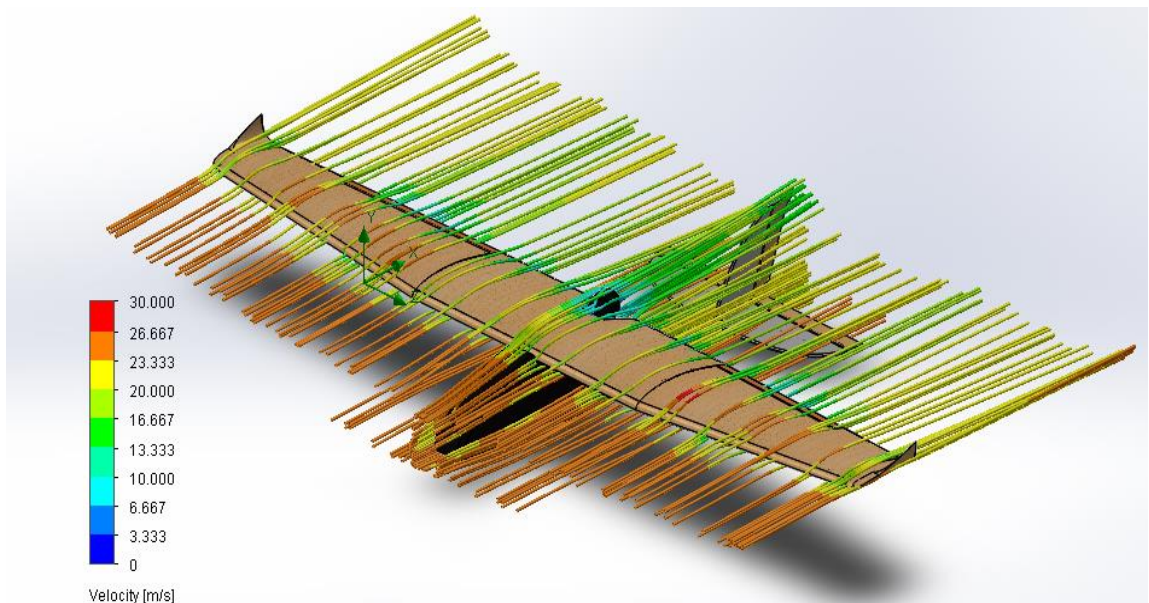


Figura 59. Distribución del aire en el prototipo

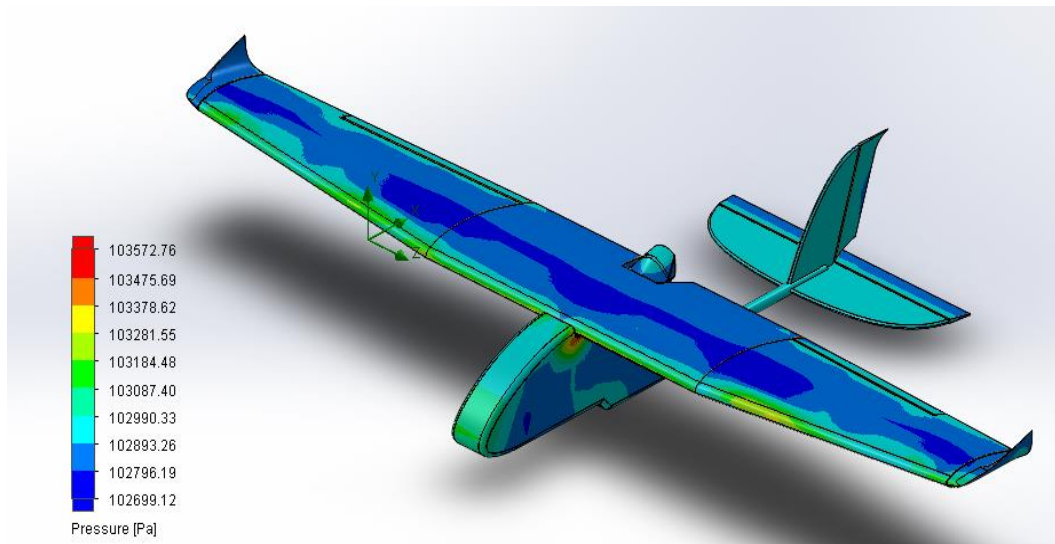


Figura 60. Presión en el prototipo

El centro de gravedad debe estar equilibrado de forma lateral y longitudinal de forma longitudinal

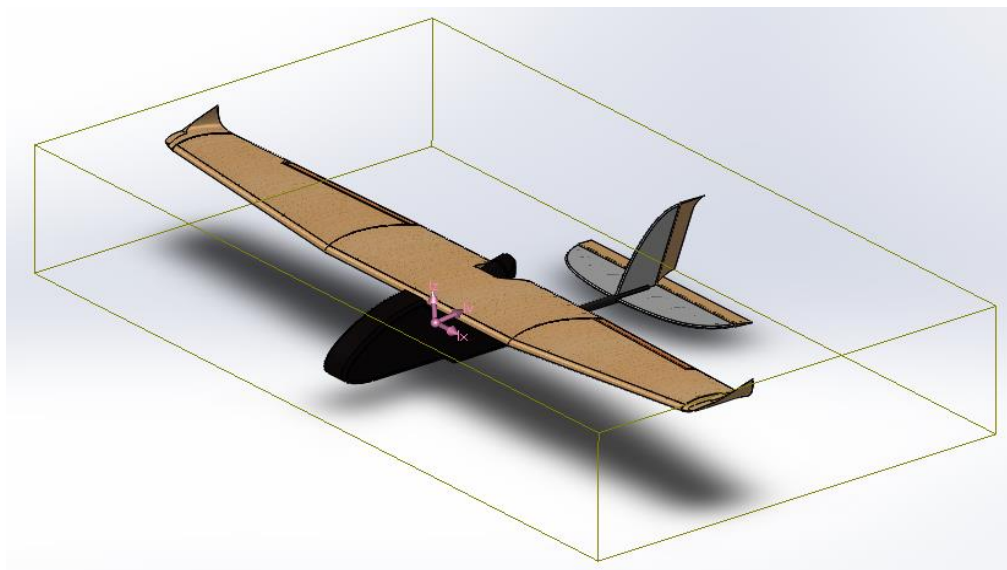


Figura 61. Ubicación del Centro de gravedad

Se debe prestar especial atención a la estabilidad lateral ya que si el centro de gravedad no se encuentra equilibrada correctamente el avión tenderá a realizar movimientos en roll del lado que posea mayor longitud, esto provocaría que el avión se comporte erróneamente frente a rafas de aire. A continuación, se muestra la estabilidad lateral presente en el prototipo.

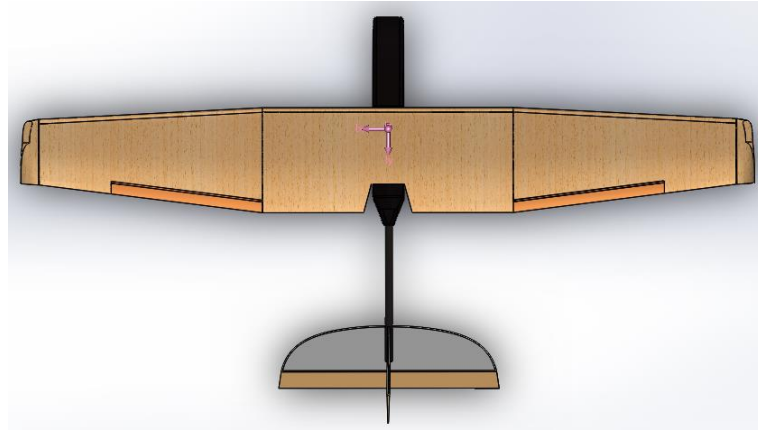


Figura 62. Estabilidad Lateral

Según la estabilidad longitudinal que posea un avión este se comportará de diferentes formas de acuerdo a la ubicación del centro de gravedad con respecto al centro aerodinámico.



Figura 63. Estabilidad Longitudinal

En prototipo el centro de gravedad se encuentra adelantado con respecto al centro aerodinámico del ala esta característica otorga estabilidad además se crea una tendencia a bajar la punta de la cabina lo cual es útil cuando el motor deja de funcionar ya que tendrá un ángulo de descenso natural.

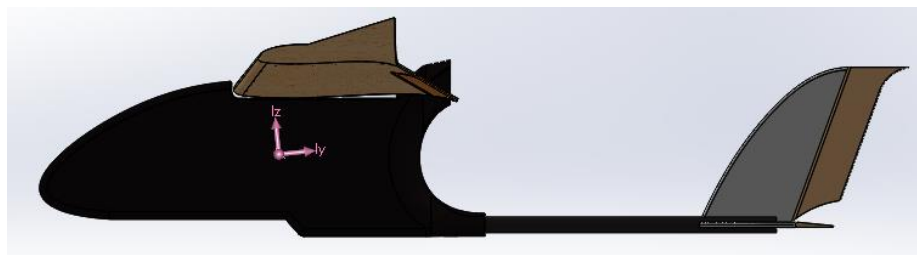


Figura 64. Centro de gravedad de UAV

CAPÍTULO III

3. CONFIGURACIÓN DE LA TARJETA CONTROLADORA

3.1. Conexión de accesorios de Pixhawk

Pixhawk es un controlador de piloto automático que cuenta con múltiples sensores, extensiones de telemetría y accesorios periféricos. El hardware de Pixhawk incorpora su software llamado Drone code para controlar los componentes. Los accesorios de Pixhawk van conectados de la siguiente manera:

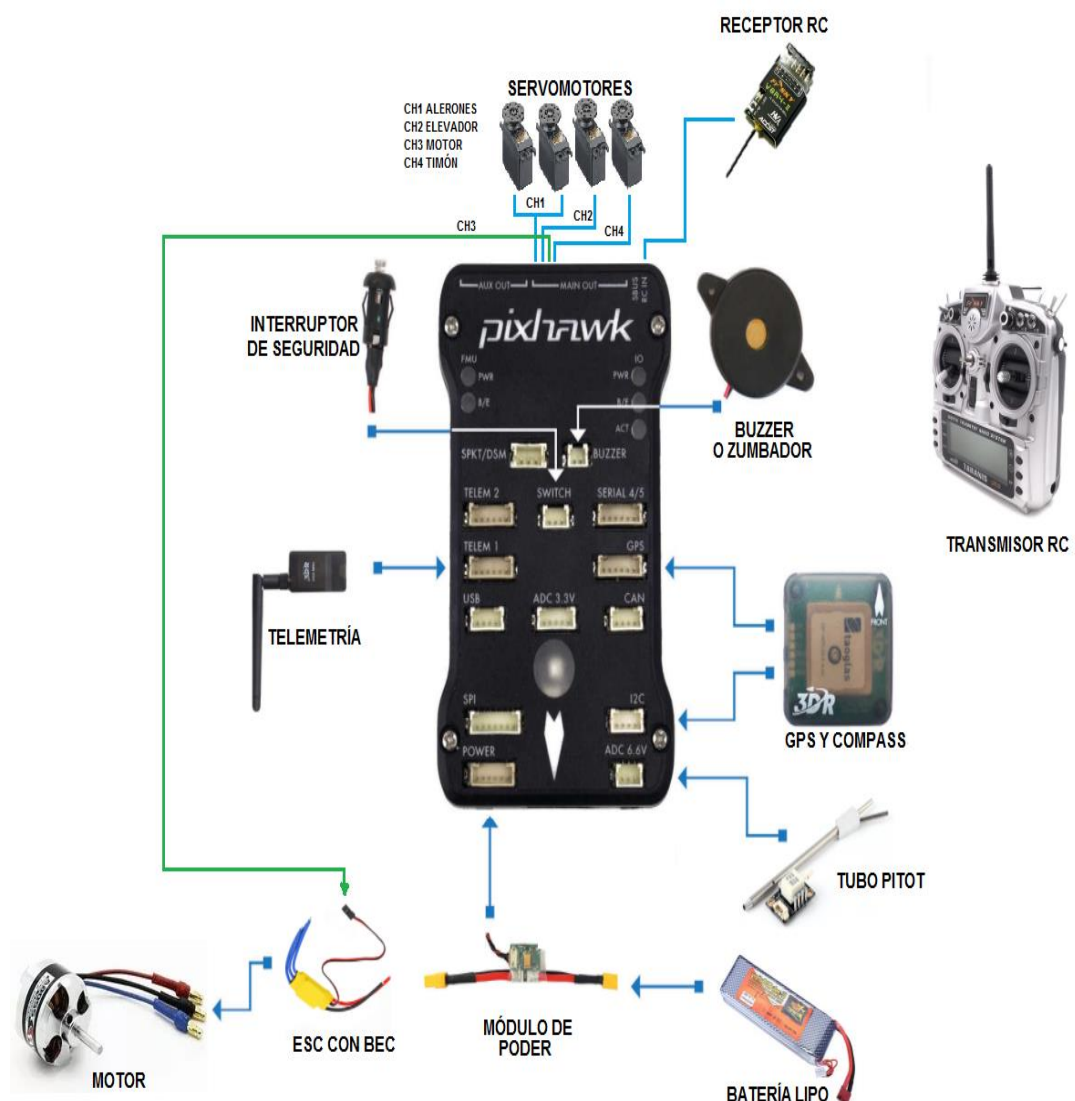


Figura 65. Conexión de accesorios Pixhawk

3.2. Mission Planner

Mission Planner es un software libre y de código abierto que está disponible para Windows. Este software se lo puede descargar de la página de ardupilot. EL software de Mission Planner nos permite:

- Realizar misiones de vuelo mediante waypoints.
- Calibrar y configurar los sensores y dispositivos de Pixhawk u otros controladores de vuelo.
- Cargar firmware al Pixhawk.
- Controlar el vehículo aéreo no tripulado en vuelo.

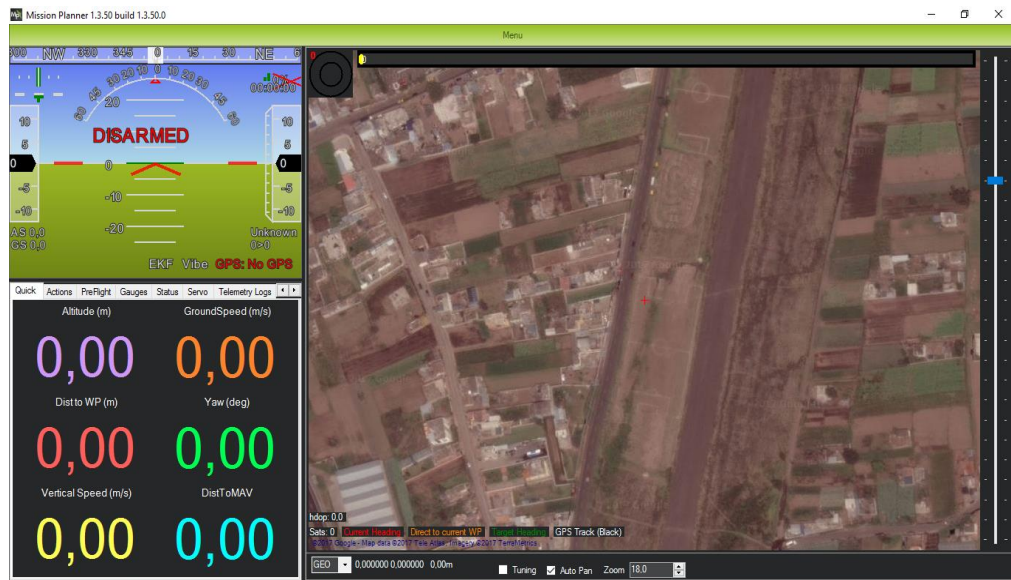


Figura 66. Software Mission Planner

3.3. Firmware cargado para el UAV

El firmware cargado para el vehículo aéreo no tripulado tipo Fixed Wing es el de un avión. El Pixhawk posee un conector micro USB que permite conectarse al conector USB del computador mediante un cable para poder cargar el firmware establecido y la velocidad en baudios que se escoge para esta acción es de 115200 baudios.



Figura 67. Carga de firmware al Pixhawk

3.4. Configuración de hardware obligatorio en Mission Planner

La configuración de los componentes es importante para que el Pixhawk funcione de manera correcta es por ello que los componentes que se calibran son el acelerómetro, el radio control, se configura el canal para la selección de modos de vuelo del transmisor RC, se calibra la brújula o compas y se activa las funciones de seguridad.

Misión Planner permite que la calibración del acelerómetro sea de forma fácil ya que esta indica la posición a la que hay que poner el vehículo aéreo no tripulado. Las posiciones se pueden observar en la siguiente figura:



Figura 68. Posiciones de calibración del acelerómetro

El transmisor RC se utiliza para controlar el movimiento y la orientación del vehículo aéreo no tripulado. Existe dos modos de configuración del transmisor RC:

- Modo 1: La palanca izquierda puede controlar el cabeceo (pitch) y la guiñada (yaw) y la palanca derecha puede controlar el acelerador (throttle) y el balanceo o alabeo (roll).
- Modo 2: La palanca izquierda puede controlar el acelerador (throttle) y la guiñada (yaw) y la palanca derecha puede controlar el cabeceo (pitch) y el balanceo alabeo (roll).

La asignación de canales en el transmisor RC predeterminadas para un avión es: el canal 1 para balanceo alabeo (roll), el canal 2 para cabeceo (pitch), el canal 3 para acelerador (throttle), el canal 4 para guiñada (yaw) y por último un canal 8 por default para los modos de vuelo.

En Mission Planner para calibrar el radio control se mueve cada palanca y sus interruptores a sus límites recorridos donde podremos ver los valores máximos y mínimos.

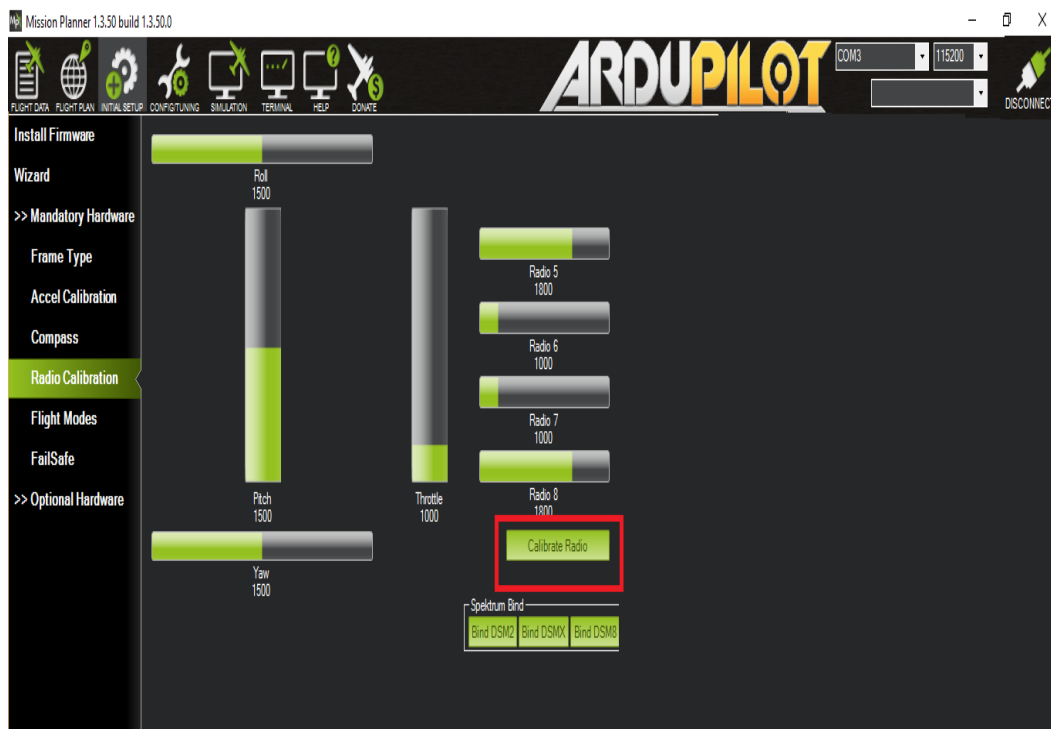


Figura 69. Calibración de radio control

Los modos de vuelo dentro Mission Planner es seleccionado mediante el mapeo de la posición de uno de los interruptores que en este caso es por default y vendría hacer el interruptor del canal 8.

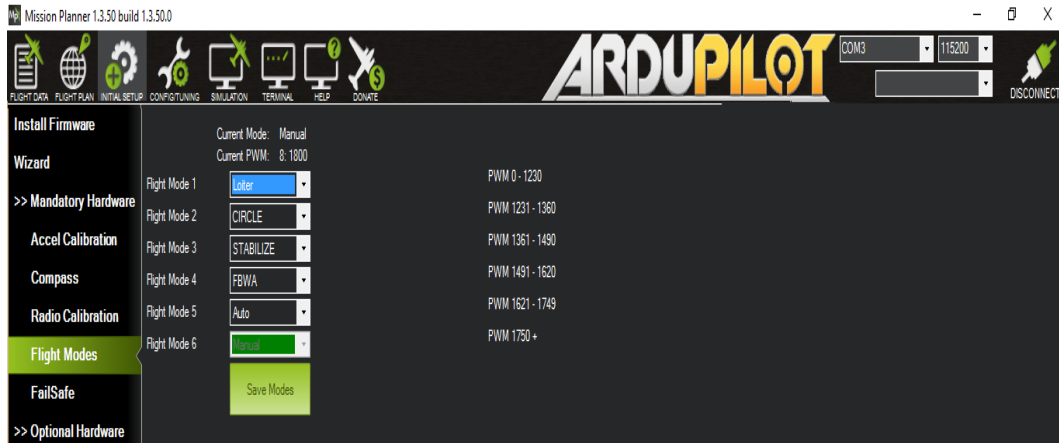


Figura 70. Modos de Vuelo

Los modos de vuelo utilizados en este proyecto son:

- Modo AUTOTUNE: Para conseguir una mejora de los parámetros del PID ya que se realiza un tuning del cabeceo y del balanceo o alabeo del UAV.
- Modo MANUAL: el UAV es controlado mediante el radio control por el movimiento de las palancas.
- Modo RTL: el UAV regresa a su posición de lanzamiento y se mantiene en el aire dando vueltas alrededor de esta hasta que se lo aterrice de modo manual o de modo automático.
- Moto Automático: el UAV vuela de forma automática mediante una misión de vuelo predefinida ya que vuela a diferentes puntos geográficos.

La calibración de la brújula o compas dentro de Mission Planner se basa en rotar al vehículo para que el rastro de color golpee cada uno de los puntos blancos dando los movimientos que se realizó al calibrar el acelerómetro como podemos observar en la siguiente figura:



Figura 71. Calibración de la brújula

Las funciones de seguridad son activadas cuando la señal RC se pierda en su totalidad, detecte perdidas de telemetría o detecte perdida de GPS, en caso de ocurrir cualquiera de estos tres problemas la tarjeta controladora adquiere un comportamiento pasando a modo automático o modo RTL cuando hay perdida de señal RC o telemetría y en caso de la perdida de GPS la tarjeta controladora entra en modo de navegación hasta recuperar el GPS.

3.5. Armado del Avión

Cuando se requiere armar el motor se debe verificar obligatoriamente que ningún objeto obstruya el movimiento de la hélice. Una característica de seguridad de Pixhawk es que toda la salida se mantiene en valores mínimos hasta que se presiona el botón de seguridad. (ArduPilot Dev Team, 2016)

Este parámetro se configura para manipular el UAV de forma segura. ARMING_REQUIRE permite controlar el armado del motor al ubicarlo en un valor de 2, lo cual significa que no se envíe ninguna señal de PWM al canal del motor sin antes presionar el botón de seguridad.

3.6. Canales del avión

Los aviones de ala fija generalmente utilizan 4 canales designados para los alerones, motor, elevador y timón. Para la configuración de las entradas

RC se utiliza el parámetro RCn_ el cual permite configurar dichas entradas en relación con el movimiento del stick del piloto.

Tabla 14.

Parámetro RCn_

Parámetro	Valor
RCMAP_ROLL	1
RCMAP_PITCH	2
RCMAP_THROTTLE	3
RCMAP_YAW	4

La designación indica que el primer canal tendrá una entrada de roll, el segundo de pitch, el tercero de aceleración y el cuarto de yaw. Configuradas las entradas se procede a configurar las salidas mediante el parámetro SERVO_n_FUNCTION.

Tabla 15.

Parámetro SERVO_n_FUNCTION

Parámetro	Sentido
<i>SERVO1_FUNCTION</i>	Alerón
<i>SERVO2_FUNCTION</i>	Elevador
<i>SERVO3_FUNCTION</i>	Acelerador
<i>SERVO4_FUNCTION</i>	Timón

Configuradas las entradas y salidas RC es necesario ajustar los valores para que el servo este centrado cuando los sticks del transmisor estén centradas. De esta forma se utiliza la configuración por default después de verificar que los movimientos de los servos son los correctos. Para configurar el rango de movimiento de los servos se utiliza los comandos SERVO_n_MIN y SERVO_n_MAX con valores de 1100 a 1900 respectivamente.

3.7. Sintonización

La sintonización del PID permite que el UAV muestre un vuelo estable y un rendimiento confiable en el viento además de una navegación segura requisito indispensable para proteger la integridad del ala, fuselaje y equipos

electrónicos. Para la sintonización se utiliza el modo automático con AUTOTUNE.

AUTOTUNE es un modo de vuelo que permite detectar cambios en la actitud de vuelo provocadas por el piloto para reconocer los valores claves necesarios y de esta forma identificar los valores del PID específicos para el UAV. (ArduPilot Dev Team, 2016)

El parámetro de ajuste establecido para el AUTOTUNE_LEVEL es de 6, valor recomendado para principiantes a pilotos intermedios que produce una sintonización de nivel medio. Autotune establece como prioridad la sintonización en roll y pitch, a continuación se describe de forma general el procedimiento.

Para la sintonización el avión debe estar volando de forma recta y nivelada a una velocidad similar a la que se establecerá en las misiones, luego se procede a realizar el cambio de modo de vuelo de manual a AUTOTUNE, a continuación, se genera movimientos rápidos e independientes en roll y pitch. De esta forma los valores del PID se van actualizando cada 10 segundos mientras que simultáneamente el piloto automático aprende cómo se comporta el UAV en el aire y adquiere los valores únicos del control pertenecientes al prototipo.

Para adquirir los valores se considera un total de 20 movimientos rápidos en roll y 20 movimientos rápidos en pitch ya que con cada repetición el valor de ajuste se mejora un 5%. Como medida adicional y considerando que es un prototipo se configura manualmente algunos parámetros adicionales.

Para controlar que tan bruscamente gira el UAV en los modos automáticos RTL y AUTO el parámetro NAVL1_PERIOD debe tener un valor de 18 con esto se logra un movimiento suave. El parámetro PTCH2SRV_RLL permite definir cuanto elevador se debe utilizar para mantener el nivel de la nariz valor establecido en 1. Esos valores fueron adquiridos experimentalmente y reflejan un comportamiento estable por parte del UAV.

Se debe considerar además la sintonización de navegación la cual permite crear trayectorias de vuelo precisas en la cual el parámetro NAVL1_DAMPING

tiene un valor de 0.75 esto permite una amortiguación al compensar las demoras en la medición de la velocidad y la respuesta de balanceo de la aeronave. (ArduPilot Dev Team, 2016)

Con respecto al comportamiento de transición del waypoint el radio de giro se establece en un valor de 10 metros en el parámetro WP_RADIUS, de esta forma el UAV volará por el waypoint y luego girará para dirigirse al siguiente objetivo.

3.8. Sistema TEC (Total Energy Control System)

En la configuración correspondiente a los parámetros del motor se considera:

- La aceleración máxima THR_MAX en un 80% y una aceleración mínima THR_MIN de 20%
- La velocidad mínima que puede volar sin entrar en pérdida de sustentación ARSP_FBW_MIN en $2 \frac{m}{s}$
- La velocidad máxima para la cual fue diseñado el UAV $20 \frac{m}{s}$ parámetro modificado en ARSP_FBW_MAX
- El ángulo de inclinación máximo con una aceleración máxima LIM_PITCH_MAX con un valor de 10°
- Un ángulo de inclinación mínimo LIM_PITCH_MIN de 5° que puede volar el avión con un THR_MIN
- Velocidad máxima de ascenso en TECS_CLMB_MAX en $12 \frac{m}{s}$
- Velocidad de descenso máxima en TECS_SINK_MAX en $10 \frac{m}{s}$
- Velocidad de descenso mínima de en TECS_SINK_MIN en $8 \frac{m}{s}$

Los valores de THR_MAX, LIM_PITCH_MAX y TECS_CLMB_MAX se determinaron al realizar una prueba de cambio de altitud positivo en modo RTL y al observar que el UAV ascendía de forma estable. Por otro lado, los valores de LIM_PITCH_MIN y TECS_CLMB_MIN se establecieron en una prueba de cambio de altitud negativa en modo RTL observando que el UAV no se movía demasiado rápido al descender, debido a los cual el valor de TECS_SINK_MAX es era el indicado.

Adicionalmente se considera el parámetro `TECS_RLL2THR` el cual permite aumentar la cantidad de aceleración que se utilizará para compensar el arrastre adicional creado al girar. Se establece en aproximadamente en 7 veces la tasa de caída adicional por un giro de 45° adecuado en aviones planeador con una alta relación de aspect ratio.

Finalmente, el parámetro `TECS_SPDWEIGHT` que permite ajustar la cantidad de ponderación que el control de pitch aplica a los errores de velocidad vs. altura. Si se establece en 0.0, el control de tono controlará la altura e ignorará los errores de velocidad. Esto normalmente mejorará la precisión de la altura, pero dará mayores errores de velocidad aerodinámica. Al establecerlo en 2.0, el bucle de control de pitch controlará la velocidad e ignorará los errores de altura. Esto normalmente reducirá los errores de velocidad aérea, pero dará mayores errores de altura. El valor predeterminado de 1.0 permite que el control de pitch controle simultáneamente la altura y la velocidad. (ArduPilot Dev Team, 2016)

3.9. Configuración del sensor de velocidad aerodinámico

El sensor de velocidad permite controlar en gran medida la capacidad de avión para mantener la altitud. Su ubicación se eligió considerando la interferencia aerodinámica del fuselaje, por tal motivo se encuentra en la parte sobresaliente de la nariz de la cabina.

El parámetro a considerar es el `ARSPD_RATIO` cuyo valor se obtiene al cambiar el parámetro `ARSPD_AUTOCAL` a 1 y volar el UAV en modo RTL durante cinco minutos, de esta forma el valor de `ARSPD_RATIO` es determinado por la tarjeta controladora. El valor obtenido al realizar la prueba de vuelo en modo RTL es de 2.1 y de acuerdo a las recomendaciones de configuración este valor es el indicado ya que se encuentra dentro de un rango de 1.5 a 3.

3.10. Interface Mission Planner

Mission Planner fue el programa elegido para realizar las misiones de vuelo ya que cuenta con una interface amigable con el usuario permitiendo una rápida y fácil selección de los waypoints designados en la misión.

Es necesario monitorear el comportamiento del avión para verificar si responde correctamente ante las perturbaciones provocadas por el viento. A continuación, se presenta la interface de los indicadores de vuelo y el mapa donde se describe el movimiento de la aeronave.

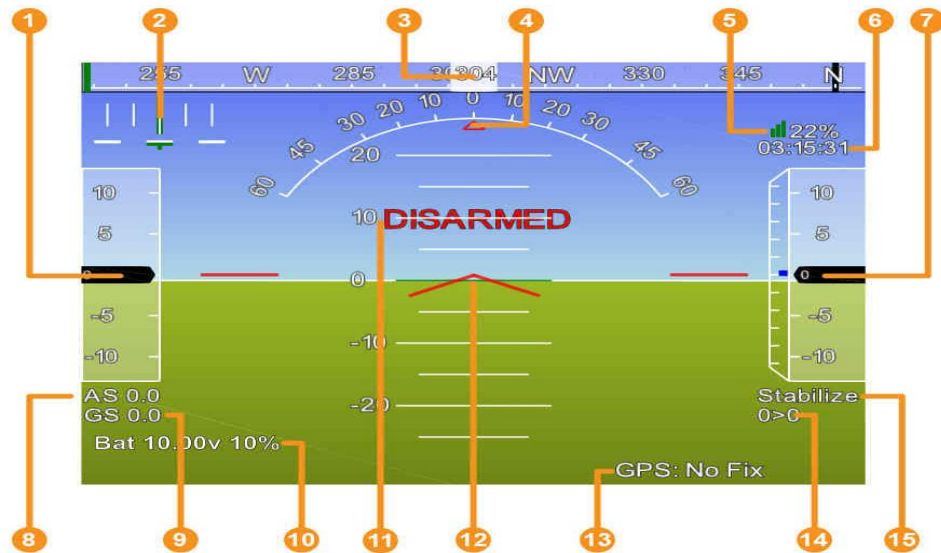


Figura 72. Interface

Fuente: (ArduPilot Dev Team, 2016)

1. Velocidad del aire
2. Error de giro
3. Dirección del rumbo
4. Angulo de inclinación
5. Señal de telemetría
6. Hora del GPS
7. Altitud (Negro) y Velocidad de ascenso (azul)
8. Velocidad del aire
9. Ground Speed
10. Porcentaje de la batería
11. Horizonte Artificial
12. Actitud de aeronave
13. Estado del GPS
14. Distancia al waypoint > número actual del waypoint
15. Modo de vuelo

A continuación, se muestra el panel de la misión.



Figura 73. Panel de la misión

1. Waypoint
2. Seguimiento del viaje
3. Número de waypoint
4. Home
5. Reporte de altitud del GPS
6. Misión y dirección de misión
7. Reporte de la dirección de viaje de la aeronave del GPS
8. Dirección actual
9. Altitud
10. Longitud
11. Latitud
12. Línea directa al punto actual
13. Radio de giro deseado

CAPÍTULO IV

4. PRUEBAS Y RESULTADOS

4.1. Prueba de funcionamiento en modo manual durante la mañana

Las primeras pruebas de funcionamiento en modo manual se realizaron debido a la necesidad de verificar el comportamiento de vuelo del UAV bajo las condiciones atmosféricas durante la mañana. También tuvieron la finalidad de trimar al prototipo, es decir, encerar las posiciones de los ángulos de los alerones, timón y elevador en las cuales el UAV vuele de forma nivelada.

A continuación, se muestra las condiciones atmosféricas de los diferentes días en los cuales el prototipo fue probado, posteriormente se puede visualizar las imágenes de esta prueba.

Tabla 16.

Semana del 11 al 17 de septiembre del 2017

Parámetros / Día	11	14	17
Parámetros / Hora (am)	8	7	8
Temperatura (°C)	9	8	11
Velocidad del viento (m/s)	1.2	1.6	3
Presión (hPa)	1027	1029	1028

Fuente: (Meteored, 2017)



Figura 74. Lanzamiento del uav en la mañana



Figura 75. Despegue del UAV en la mañana



Figura 76. Vuelo del UAV en la mañana

4.2. Prueba de funcionamiento en modo manual durante la tarde

Estas pruebas se realizan con la finalidad de verificar que los parámetros de trim adquiridos durante la mañana no difieran en gran medida con los requeridos en la tarde y de esta manera asegurar que el vuelo del UAV sea estable. A continuación, se muestra las condiciones atmosféricas de los días de vuelo, de igual forma las imágenes de esta prueba.

Tabla 17.

Semana del 18 al 24 de septiembre del 2017

Parámetros / Día	20	22	24
Parámetros / Hora (pm)	5	6	6
Temperatura (°C)	21	17	18
Velocidad del viento (m/s)	2.6	5.13	2.58
Presión (hPa)	1029	1029	1028

Fuente: (Meteored, 2017)



Figura 77. Lanzamiento del uav en la tarde



Figura 78. Despegue del UAV en la tarde



Figura 79. Vuelo del UAV en la tarde

4.3. Prueba de funcionamiento en modo RTL

Antes de pasar al modo automático es necesario comprobar el comportamiento del avión en el modo RTL ya que después de terminar una misión por seguridad el UAV adopta de forma automática este modo. Los parámetros que se comprobaron de forma prioritaria son la velocidad y la altitud. A continuación, se puede observar las condiciones atmosféricas.

Tabla 18.

Semana del 25 al 30 de Septiembre de 2017

Parámetros	Detalle (8am)
Temperatura	10°C
Velocidad del aire	2.05 m/s
Presión	1027 hPa

Fuente: (Meteored, 2017)

Los valores de velocidad y altitud fueron adquiridos mediante Mission Planner para analizar que el comportamiento del prototipo en vuelo sea adecuado. Seguidamente se muestran los valores en contra y a favor del viento.

Tabla 19.

Valores adquiridos en modo RTL

Parámetros	Valores asignados	Vuelo en contra del viento	Vuelo a favor del viento
Altitud (m)	100	97.99 – 100.77	99.35 -100.13
Velocidad (m/s)	12	11.65 - 13.54	12.22 -15.56



Figura 80. En contra (izquierda) y a favor (derecha) del viento

Estos datos permitieron determinar que según las condiciones a las cuales vuele el prototipo existe un margen de error en el cual funciona correctamente. Estos errores son despreciables ya que no afectan a la estabilidad del avión además que no causan que el UAV adopte un comportamiento que favorezca a la entrada en pérdida. A continuación, se muestra las imágenes de esta prueba.



Figura 81. Lanzamiento del UAV para la prueba en modo RTL



Figura 82. Despegue del UAV para la prueba en modo RTL



Figura 83. Vuelo del UAV en modo RTL



Figura 84. Vuelo del UAV en modo RTL a favor del viento



Figura 85. Vuelo del UAV en modo RTL en contra del viento

4.4. Pruebas de funcionamiento en modo automático

Las pruebas se realizaron en diferentes días considerando condiciones climáticas similares. A continuación, se evidencia la prueba realizada el día 8 de Octubre del 2017 a las 8 de la mañana en la ciudad de Ambato bajo las siguientes condiciones atmosféricas.

Tabla 20.

Modo automático del 8 al 28 de Octubre

Parámetros / Día	8	14	15	21	22	28
Parámetros / Hora (am)	8	8	8	8	8	8
Temperatura (°C)	9	12	13	13	12	11
Velocidad del viento (m/s)	0.7	0.9	1.4	0.9	0.8	1.1
Presión (hPa)	1027	1026	1026	1025	1026	1027

Fuente: (Meteored, 2017)

En la siguiente imagen se puede observar la ruta de vuelo establecida antes del despegue, en la cual el UAV se localizaba en la posición de home. El ángulo de lanzamiento del UAV fue aproximadamente de 15 grados.



Figura 86. Posición de Home

Por seguridad el UAV despegue en modo manual seguidamente cambia al modo RTL en el cual se estabiliza y se mantiene en el aire dando vueltas alrededor de home. Finalmente, el piloto decide hacer el cambio al modo automático para que el prototipo siga la ruta predefinida.



Figura 87. Modo Manual



Figura 88. Modo RTL



Figura 89. Cambio al modo Automático



Figura 90. Ruta finalizada

En esta prueba el UAV recorrió la ruta predefinida completamente logrando superar las perturbaciones del viento sin dificultad, por ende, las imágenes adquiridas de los WP se pueden apreciar en las siguientes imágenes.



Figura 91. Imagen próxima al Waypoint 3



Figura 92. Imagen próxima al Waypoint 4

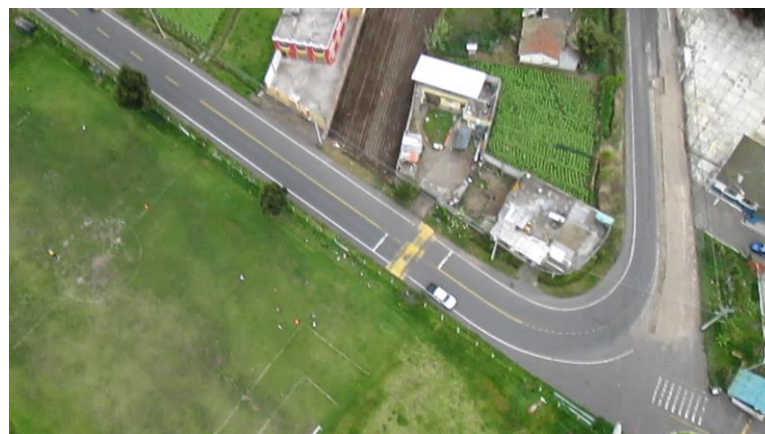


Figura 93. Imagen próxima al Waypoint 6

Estas pruebas permitieron identificar la distancia en metros del cambio de dirección del UAV del WP actual al siguiente WP. Se debe aclarar que a pesar que el UAV alcanzó satisfactoriamente todos los WP Radius las trayectorias de aproximación varían, por lo que en este proyecto se consideró una distancia máxima de cambio de dirección de 20 m, esto con la finalidad de evitar cambios bruscos de dirección que generen inestabilidad en vuelo, además se identificó que a distancias menores de 20 m el UAV describirá una trayectoria de vuelo que lo aproximará a una mínima distancia del WP objetivo. Estas pruebas se realizan en diferentes días con un WP Radius de 45 m, parámetro considerado para un UAV fixed wing dentro de Mission Planner.

Tabla 21.

Distancia de actualización de dirección

	WP 1	WP 2	WP 3	WP 4	WP 5	WP 6
Prueba 1	18	16	48	18	42	20
Prueba 2	12	18	20	15	33	16
Prueba 3	16	17	31	16	19	15
Prueba 4	17	16	16	18	23	20
Prueba 5	15	17	19	17	24	22
Prueba 6	18	13	35	19	24	18

Tabla 22.

Validación del seguimiento de trayectoria

N. Pruebas	WP 1	WP 2	WP 3	WP 4	WP 5	WP 6	Porcentaje Seguimiento
1	+	+	-	+	-	+	66.67 %
2	+	+	+	+	-	+	83.33%
3	+	+	-	+	+	+	83.33%
4	+	+	+	+	-	+	83.33%
5	+	+	+	+	+	-	83.33 %
6	+	+	-	+	+	+	83.33%
P. Total							80.55%
P. WP	100%	100 %	50%	100%	50%	83.33%	80.55%

Con un total de 6 pruebas de vuelo en modo automático el UAV determinó una efectividad del 80.55 %, esto se debe a que variaciones en la velocidad y dirección del viento afectan directamente al comportamiento del UAV en vuelo.

También se verificó la efectividad de alcanzar los WP objetivos y con un total de 36 trayectorias el UAV determinó una efectividad del 80.55%. Esto se debe a que presenta un mejor comportamiento al seguir trayectorias abiertas ya que tiene más tiempo y espacio para maniobrar, esto se verifica en Fig. 90.

4.5. Comprobación del seguimiento de trayectoria

Como se evidencia en las secciones anteriores la adquisición de imágenes se cumple durante todo el trayecto de vuelo, de igual forma sucede con los WP objetivos ya que el UAV llega al WP Radius de todos ellos. Por consiguiente, en la demostración de la hipótesis se consideran las trayectorias con mayor aproximación al WP objetivo.

Para esta demostración se considera la prueba del chi cuadrado ya que este método es útil al asociar un grupo de frecuencias observadas y un grupo de frecuencias teóricas. A continuación, se muestran los datos considerados para el método del chi cuadrado.

- Hipótesis Nula (H_0): Con un vehículo aéreo no tripulado no se puede seguir una ruta de vuelo predefinida para la adquisición de imágenes.
- Hipótesis Válida (H_1): Con un vehículo aéreo no tripulado se puede seguir una ruta de vuelo predefinida para la adquisición de imágenes.

Margen de error considerado= 5%

Margen de error de tabla =0.05

Grados de libertad= 5

$$GDL = (n^{\circ}filas - 1)(n^{\circ}columnas - 1)$$

Tabla 23.

Datos del Chi cuadrado

	1	2	3	4	5	6	TOTAL
Positivo	6	6	3	6	3	5	28
Negativo	0	0	3	0	3	1	8
TOTAL	6	6	6	6	6	6	36

$$x^2 = \sum \frac{(f - ft)^2}{ft}$$

$$x^2 = 11.527$$

El valor de 11.527 representa el chi calculado (x^2) el cual será comparado con el chi tabla (xt^2) cuyos valores se presentan a continuación.

Tabla 24.

Valores de chi cuadrado

v/p	0,001	0,0025	0,005	0,01	0,025	0,05	0,1	0,15
1	10,8274	9,1404	7,8794	6,6349	5,0239	3,8415	2,7055	2,0722
2	13,8150	11,9827	10,5965	9,2104	7,3778	5,9915	4,6052	3,7942
3	16,2660	14,3202	12,8381	11,3449	9,3484	7,8147	6,2514	5,3170
4	18,4662	16,4238	14,8602	13,2767	11,1433	9,4877	7,7794	6,7449
5	20,5147	18,3854	16,7496	15,0863	12,8325	11,0705	9,2363	8,1152
6	22,4575	20,2491	18,5475	16,8119	14,4494	12,5916	10,6446	9,4461
7	24,3213	22,0402	20,2777	18,4753	16,0128	14,0671	12,0170	10,7479

$$xt^2 = 11.527$$

$$x^2 > xt^2, \text{ Hi es válida}$$

$$x^2 < xt^2, \text{ Ho es válida}$$

$$11.527 > 11.0705 = \text{Hi es válida}$$

Se realizó la prueba del chi cuadrado con la finalidad de validar la hipótesis, concluyendo que con un vehículo aéreo no tripulado se puede seguir una ruta de vuelo predefinida satisfactoriamente así mismo se puede realizar la adquisición de imágenes.

CAPÍTULO IV

5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1. Conclusiones

En la investigación acerca del desarrollo de UAVs se ha encontrado que muchos países utilizan estos prototipos para misiones militares, así mismo existen pocos países que aprovechan esta tecnología con fines civiles ya sea para investigación, vigilancia del espacio aéreo, aplicaciones agroforestales, entre otros. Sin embargo, es necesario mencionar que en las investigaciones realizadas evidencian que no existen parámetros de construcción de UAVs, convirtiéndose en una ventaja al tener libertad de diseño permitiendo que las aeronaves se acoplen a los requerimientos dando lugar a nuevos diseños creativos y eficientes.

Los materiales como la madera de balsa, la fibra de carbono y los panales de fibra de vidrio hacen que el UAV sea de peso ligero, favoreciendo su despegue. También es necesario prestar especial atención a los siguientes puntos:

- El fuselaje está dimensionado en base al ala y de la forma de acoplamiento a esta, ya que se toma en consideración la ubicación del centro de gravedad. El prototipo posee un centro de gravedad adelantado respecto a su centro aerodinámico, lo cual mejora la estabilidad en vuelo y permite que el UAV adopte una posición inclinada para un descenso controlado en caso de fallo de energía.
- Para el diseño de la cabina se consideró una forma aerodinámica, con una parte delantera redondeada, caras laterales de forma plana y la parte posterior semicurva que permiten una distribución adecuada del aire hacia las partes de control ubicadas en el empenaje.
- Las condiciones climáticas durante el día son muy variables debido a ello las pruebas de vuelo en modo RC se realizaron en la mañana y en la tarde, a partir de las 6 am y 5 pm respectivamente, ya que a esas horas la temperatura no es muy variable y por lo tanto existe

pocas ráfagas de aire permitiendo trimar al avión de forma adecuada.

- Un ángulo de ataque del ala de 2 grados es adecuado para el prototipo debido a que ángulos mayores a 5 grados (a pesar de tener un mayor coeficiente de sustentación) generan inestabilidad en pitch provocando que el avión presente una elevación positiva en pitch constantemente.
- Es necesario encontrar un valor de AR que otorgue equilibrio en el peso y dimensión del ala. Un valor de AR de 7 considerado en el diseño del prototipo ha permitido obtener un ala liviana de 850 gramos la cual es segura estructuralmente y posee un factor de seguridad 4.6. Además, el ser liviana conlleva a que se pueda lanzar el UAV de forma manual a 10 grados evitando ángulos mayores ya que en ellos se presenta una disminución en el coeficiente de sustentación.
- Después de realizar la configuración en AUTOTUNE se pudo apreciar una leve inestabilidad por parte del UAV por lo cual se procedió a aumentar la ganancia en D lo cual mejoró la respuesta en roll y pitch logrando que el UAV no sea afectado en gran medida por ráfagas de aire y turbulencia.
- En la adquisición de imágenes, para compensar la vibración del UAV y la calidad del sensor de la cámara se optó por volar a bajas velocidades. El UAV se diseñó para volar a una velocidad no superior a los 25 m/s logrando adquirir imágenes con calidad media, además esta velocidad permitió que el UAV se comporte de forma estable ya que a bajas velocidades el controlador es más preciso al controlar el movimiento del avión

5.2. Recomendaciones

- Es importante realizar una serie de pasos para diseñar y construir un UAV y para ello se debe tener en cuenta la aplicación que se le va a dar al UAV y en donde se lo va a volar ya que todos los UAV no son iguales.

- Para realizar la conexión de los accesorios de Pixhawk se debe tener en cuenta el diagrama de conexión y las fichas de datos los componentes ya que son muy sensibles y se pueden dañar.
- Para el despegue del prototipo UAV tipo Fixed Wing se debe tener en cuenta la dirección del viento, y las condiciones climáticas, es así que su lanzamiento se lo debe realizar en contra del viento para generar una fuerza de sustentación necesaria y no en condiciones lluviosas, ni con vientos excesivos, cabe recalcar que estos factores son tomados en cuenta también en los aviones civiles.
- Antes de cada vuelo se debe realizar una inspección de todas las partes que integran el UVA, este es un procedimiento de seguridad que permite verificar el correcto funcionamiento de sus elementos y de esta forma se evita que se presenten fallas en pleno vuelo lo cual conllevaría a que el UAV se desplome.
- Para realizar la sintonización del UAV en vuelo se aconseja una altitud de 70 metros. A esta altura se pudo observar nítidamente el UAV parámetro necesario para reaccionar y corregirlo rápidamente en caso que este muestre comportamiento inestable en vuelo.
- A pesar que la madera de balsa es muy liviana, se aconseja utilizar fibra de carbono en la elaboración del ala esto representaría una disminución en el peso y el ala sería más resistente ante impactos.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

3D Robotics. (2017). *915 MHz (American) Telemetry Radio Set - 3DR*. Recuperado el 21 de Marzo de 2017, obtenido de Store.3dr.com: <https://store.3dr.com/products/915-mhz-telemetry-radio>

airelectronics. (s.f.). *Skywalker Kit (3th Party)*. Recuperado el 22 de Marzo de 2017, obtenido de UAV AUTOPILOTS: <http://www.airelectronics.es/products/solutions/skywalker/>

Airfoiltools. (2017). *FX 63-120 Airfoil*. Recuperado el 4 de Abril de 2017, obtenido de Airfoiltools: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx63120-il#polars>

Airfoiltools. (2017). *Reynolds number calculator*. Recuperado el 4 de Abril de 2017, obtenido de Airfoiltools: <http://airfoiltools.com/calculator/reynoldsnumber>

Ardupilot Dev Team. (2016). *Beagle Bone Blue — Plane documentation*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Ardupilot.org: <http://ardupilot.org/plane/docs/common-beagle-bone-blue.html>

ArduPilot Dev Team. (2016). *Mission Planner Ground Control Station*. Recuperado el 10 de Julio de 2016, obtenido de ArduPilot: <http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-ground-control-station.html>

ArduPilot Dev Team. (2016). *Navigation Tuning*. Recuperado el 7 de Julio de 2017, obtenido de ArduPilot: <http://ardupilot.org/plane/docs/navigation-tuning.html#navigation-tuning>

Ardupilot Dev Team. (2016). *Pixhawk Overview — Plane documentation*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Ardupilot.org: <http://ardupilot.org/plane/docs/common-pixhawk-overview.html>

Ardupilot Dev Team. (2016). *RFD900 Radio Modem — Plane documentation*. Recuperado el 21 de Marzo de 2017, obtenido de Ardupilot.org: <http://ardupilot.org/plane/docs/common-rfd900.html>

- ArduPilot Dev Team. (2 de 3 de 2016). *TECS (Total Energy Control System)*. Recuperado el 10 de Julio de 2017, obtenido de ArduPilot: <http://ardupilot.org/plane/docs/tecs-total-energy-control-system-for-speed-height-tuning-guide.html>
- ArduPilot Dev Team. (2016). *Throttle Arming in Plane*. Recuperado el 5 de Julio de 2016, obtenido de ArduPilot: <http://ardupilot.org/plane/docs/arming-throttle.html>
- ArduPilot Dev Team. (2016). *Tuning QuickStart*. Recuperado el 7 de Julio de 2017, obtenido de ArduPilot: <http://ardupilot.org/plane/docs/tuning-quickstart.html>
- Ardupilot Dev Team. (2016). *Using an Airspeed Sensor — Plane documentation*. Recuperado el 20 de Marzo de 2017, obtenido de Ardupilot.org: <http://ardupilot.org/plane/docs/airspeed.html?highlight=pitot>
- Beagleboard. (s.f.). *BeagleBoard.org - blue*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Beagleboard.org: <https://beagleboard.org/blue>
- Birchall, M. (16 de Octubre de 2011). *Aerofoil*. Recuperado el 13 de Febrero de 2017, obtenido de AviationKnowledge: <http://aviationknowledge.wikidot.com/aviation:aerofoil>
- Boldmethod. (2017). *How Does Aspect Ratio Affect Your Wing?* Recuperado el 8 de Abril de 2017, obtenido de Boldmethod.com: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-aspect-ratio-affect-a-wing/>
- Corpa, A. (2015). *Diseño de perfiles aerodinámicos mediante metodología inversa*. Sevilla. Recuperado el 4 de Abril de 2017
- Ducrée, J. (s.f.). *Laminar and Turbulent Flow*. Recuperado el 18 de Febrero de 2017, obtenido de Microfluidics: http://www.dcu.ie/~ducreeje/myfluidix/Materials/03_Physics_02.pdf
- Echeverría, L., & Correa, J. (2006). *Análisi Vibracional en un avión no tripulado*. Sangolquí.

- Endeavour Ingeniería S.R.L. (2016). *Fluido Dinámica Computacional CFD*. Recuperado el 18 de Febrero de 2017, obtenido de Endeavour Ingeniería: <http://www.edv-ing.com.ar/es/service/calculo.html>
- Erle Robotics. (s.f.). *Erle-Brain 3 | Erle Robotics Docs*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Docs.erlerobotics.com: <http://docs.erlerobotics.com/brains/erle-brain-3>
- Erle-Brain. (s.f.). *Compra un cerebro electrónico de Erle Robotics para tu dron o robot*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Eurodron: <http://www.eurodron.es/erle-robotics/179-erle-brain-v11.html>
- Galicia, L., & Ponce de León, O. (2012). *Diseño Aerodinámico de un Vehículo Aéreo no Tripulado*. México, D.F.:
- Garris, W. (2017). *Techpod the hobby U.A.V.* Recuperado el 22 de Marzo de 2017, obtenido de KICKSTARTER: <https://www.kickstarter.com/projects/841500112/techpod-the-hobby-uav?lang=es>
- GetFPV. (2017). *FrSky D4R-II 4ch 2.4Ghz ACCST Receiver*. Recuperado el 21 de Marzo de 2017, obtenido de getfpv.com: <https://www.getfpv.com/frsky-d4r-ii-4ch-2-4ghz-accst-receiver-w-telemetry.html>
- Hall, N. (5 de Mayo de 2015). *Spoilers*. Recuperado el 15 de Febrero de 2017, obtenido de NASA: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/spoil.html>
- Hall, N. (5 de Mayo de 2015). *What is Drag ?* Recuperado el 16 de Febrero de 2017, obtenido de NASA: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/drag1.html>
- Hobbyking. (7 de Enero de 2017). *Turnigy G15 Brushless Outrunner 810kv*. Recuperado el 15 de Marzo de 2017, obtenido de Hobbyking: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-g15-brushless-outrunner-810kv.html?__store=en_us

- Hobbyking. (2017). *Turnigy TGY-225MG Analog High Torque Ballraced Servo 21T 3.5kg / 0.12sec / 26g*. Recuperado el 21 de Marzo de 2017, obtenido de Hobbyking.com: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-digital-high-torque-ballraced-servo-26g-3-5kg-12sec.html
- Hobbyking. (2017). *Turnigy Trust 70A Ssbec Brushless*. Recuperado el 18 de Marzo de 2017, obtenido de Hobbyking: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-trust-70a-sbec-brushless-speed-controller.html
- Hub, S. (2017). *Wing aspect ratio*. Recuperado el 8 de Abril de 2017, obtenido de Science Learning Hub: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/302-wing-aspect-ratio>
- Icmm. (s.f.). *Diseño de un avión eléctrico*. Recuperado el 7 de Abril de 2017, obtenido de Icmm.csic.es: <http://www.icmm.csic.es/jaalonso/velec/dise.htm>
- Ihobbies. (s.f.). *Helices Aviones - iHobbies, Jetcat Spain*. Recuperado el 16 de Marzo de 2017, obtenido de Ihobbies.es: <http://www.ihobbies.es/helices-aviones-lp-1-50-familia-138-galeria-lanzamiento-precio;desde=0@precio;hasta=5-3/>
- Jdrones. (s.f.). *Pixhawk buzzer*. Recuperado el 20 de Marzo de 2017, obtenido de Jdrones: http://store.jdrones.com/Pixhawk_PX4_FMU_buzzer_p/elepx4buzz01.htm
- Jdrones. (s.f.). *PX2 safety switch*. Recuperado el 20 de Marzo de 2017, obtenido de Jdrones: http://store.jdrones.com/pixhawk_px4_safety_switch_p/elepx2sw01.htm
- Kumar, A. (2010). Aerodynamic Considerations. En A. Kumar, *Aircraft Desing* (págs. 43-97). Cambridge University Press. Recuperado el 16 de Abril de 2017
- May, S. (4 de Septiembre de 2015). *What Is Aerodynamics?* Recuperado el 16 de Febrero de 2017, obtenido de NASA:

<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/what-is-aerodynamics-k4.html>

Meteored. (2017). *Histórico del tiempo en Ambato*. Recuperado el 18 de Octubre de 2017, obtenido de meteored.com.ec: https://www.meteored.com.ec/tiempo-en_Ambato-America+Sur-Ecuador-Tungurahua--1-20214.html?d=historico

Muñoz, M. Á. (s.f.). *Manual de vuelo*. Recuperado el 16 de Febrero de 2017, obtenido de fuerzas que actúan en vuelo: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html>

NASA. (27 de Abril de 2010). *PARTS OF AN AIRPLANE*. Recuperado el 15 de Febrero de 2017, obtenido de National Aeronautics and Space Administration: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/parts_of_an_airplane_eng_span_hi.pdf

Noticias RT en español. (4 de Julio de 2014). Recuperado el 8 de Enero de 2017, obtenido de Noticias RT en español: <https://actualidad.rt.com/actualidad/view/132935-ecuador-brasil-dron-unasur-drone>

Ortíz, A., & Bustamante, S. (2007). *Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado*. Medellín. Recuperado el 4 de Abril de 2017

Pixhawk Autopilot. (s.f.). *Pixhawk Autopilot - Pixhawk Flight Controller Hardware Project*. Recuperado el 19 de Marzo de 2017, obtenido de Pixhawk.org: <https://pixhawk.org/modules/pixhawk>

Px4 autopilot. (s.f.). *GPS Modules - Pixhawk Flight Controller Hardware Project*. Recuperado el 20 de Marzo de 2017, obtenido de Pixhawk.org: <https://pixhawk.org/peripherals/sensors/gps>

Ramos, J. J. (25 de Febrero de 2015). *Clase sobre aviación*. Recuperado el 16 de Febrero de 2017, obtenido de MAGIC SCHOOL BUS (UFMWINGS): <https://taller3ufm.wordpress.com/2015/02/25/clase-sobre-aviacion/>

- RCTECNIC. (s.f.). *Emisora FlySky FS-TH9X-B 2.4GHZ. 9Ch M2 (Firmware V2)*. Recuperado el 21 de Marzo de 2017, obtenido de RCTecnic: <https://www.rctecnic.com/emisoras-rc/2767-emisora-flysky-fs-th9x-b-24ghz-9ch-modo-2-firmware-v2>
- Redondo Martin, I. (2016). *Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado para teledetección agroforestal*. Valladolid. Recuperado el 17 de Marzo de 2017
- Rejado, C. C. (7 de 9 de 2015). *Aplicaciones y Operaciones con Drones/RPAS*. Recuperado el 10 de Febrero de 2017, obtenido de Aplicaciones y Operaciones con Drones/RPAS: <http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>
- Sadraey, M. (2012). Desing of Control Surfaces. En M. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Hardcover: Wiley Publications. Recuperado el 18 de Abril de 2017
- Salazar, J. S. (2015). *Diseño y simulación aerodinámica y estructural de un vehículo aéreo no tripulado*. Latacunga. Recuperado el 10 de Febrero de 2017
- Sanchez, G., Mulero, M., & Saumeth, E. (2013). *Vehiculos Aereos no Tripulados en Latinoamérica*. España: Alfredo Medina. Recuperado el 9 de Febrero de 2017
- Santana, H. (2017). *Xdrones*. Recuperado el 11 de Febrero de 2017, obtenido de Xdrones: http://www.xdrones.es/tipos-de-drones-clasificacion-de-drones-categorias-de-drones/#Ala_alta
- Scarpin, G. (2000). Aerodinámica de Perfiles. En G. Scarpin, *Apunte de la materia aeronáutica general*. Recuperado el 4 de Abril de 2017
- Topgunbase. (2017). *Speed: Part 2 – Stability vs Drag – Topgunbase*. Recuperado el 11 de 2 de 2017, obtenido de Topgunbase.ws: <http://topgunbase.ws/speed-2-stability-vs-drag/>

Unmanned Tech. (2017). *Aero-M*. Recuperado el 22 de Marzo de 2017, obtenido de 3D Robotics: <https://www.unmannedtechshop.co.uk/aero-m-mapping-drone/>

Victor, R. A. (16 de 4 de 2016). *RC Airplanes Victor*. Recuperado el 15 de Marzo de 2017, obtenido de RC Airplanes Victor: <https://www.youtube.com/watch?v=5YqIVDHJVig>

Wiki. (2010). *Viscosidad y número de Reynolds*. Recuperado el 4 de Abril de 2017, obtenido de Laplace.us.es: http://laplace.us.es/wiki/index.php/Viscosidad_y_n%C3%BAmero_de_Reynolds

WORDPRESS.COM. (s.f.). *Diseño de un entrenador RC, estabilizadores, centrado y motorización*. Recuperado el 11 de Mayo de 2017, obtenido de El gato volante: <https://gatovolante.wordpress.com/2015/07/27/disenodeun-entrenador-rc-estabilizadores-centrado-y-motorizacion/>

WORDPRESS.COM. (s.f.). *Diseño de un velero clase 2m, los estabilizadores*. Recuperado el 10 de Mayo de 2017, obtenido de El gato volante: <https://gatovolante.wordpress.com/2014/07/11/disenodeun-velero-clase-2m-los-estabilizadores/>

WORDPRESS.COM. (s.f.). *Diseño de un velero clase 2m, los estabilizadores*. Recuperado el 10 de Mayo de 2017, obtenido de El gato volante: <https://gatovolante.wordpress.com/2014/07/11/disenodeun-velero-clase-2m-los-estabilizadores/>

WORDPRESS.COM. (s.f.). *Diseño. Dimensiones del fuselaje, la longitud*. Recuperado el 5 de Mayo de 2017, obtenido de El gato volante: <https://gatovolante.wordpress.com/2014/06/20/disenodimensiones-del-fuselaje-la-longitud/>

WORDPRESS.COM. (s.f.). *Diseño. Dimensiones del fuselaje, la longitud*. Recuperado el 5 de Mayo de 2017, obtenido de El gato volante: <https://gatovolante.wordpress.com/2014/06/20/disenodimensiones-del-fuselaje-la-longitud/>

ANEXOS



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

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Se certifica que el siguiente trabajo fue desarrollado por los señores:
DIEGO GABRIEL CHANO TOMARIMA y JUAN ANDRÉS GARCÉS ALBÁN,
bajo nuestra supervisión.

Andrea Córdova

Ing. Andrea Córdova
TUTORA DEL PROYECTO

Aprobado por:

Vicente Hallo

Ing. Vicente Hallo
DIRECTOR DE CARRERA



Rodrigo Vaca

Dr. Rodrigo Vaca
SECRETARIO ACADÉMICO