



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

TRABAJO DE GRADUACIÓN PARA LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE: TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCION MOTORES

TEMA: "CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO
TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR
SIMPLIFICADO"

AUTOR: VIDAL PLACENCIA, JUAN CARLOS

DIRECTOR: TLGO. PROAÑO, ALEJANDRO

LATACUNGA

2015

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICADO

Tlgo: Alejandro Proaño

CERTIFICA:

Que el trabajo titulado "**CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO**" realizado por el Sr. JUAN CARLOS VIDAL PLACENCIA, ha sido guiado y revisado continuamente y cumple con todas las normas estatutarias establecidas por la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, en el Reglamento de Estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE.

Debido a que el mismo se trata de una investigación y busca la motivación en el alumnado se recomienda su publicación. El mencionado trabajo consta de un documento empastado y un disco compacto el cual contiene los archivos en formato de documento portátil (pdf). Autorizan a Sr. JUAN CARLOS VIDAL PLACENCIA que lo entregue al Tecnólogo ALEJANDRO PROAÑO, en su calidad de Coordinador de la Carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores.

Tlgo. Alejandro Proaño
DIRECTOR DEL PROYECTO

Latacunga, Mayo de 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Yo, Juan Carlos Vidal Placencia

DECLARO QUE:

El presente proyecto de grado titulado, “**CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO**”, ha sido desarrollado con una exhaustiva responsabilidad basada en una investigación insistente tanto en la teoría como en la práctica, manteniendo el correcto respeto hacia el intelecto de terceros, resaltando sus aportes teóricos en cada cita al pie y notándolo en la bibliografía y netgrafia. Por cuyas opiniones presentes me responsabilizo, así como todos los argumentos constantes en el proyecto.

Por lo antes mencionado este trabajo es de mi autoría, al cual me responsabilizo sobre contenido, legitimidad y peso científico, del presente proyecto de grado.

Juan Carlos Vidal Placencia
AUTOR DEL PROYECTO
190057112-4

Latacunga, Mayo de 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Yo, Juan Carlos Vidal Placencia

AUTORIZO A:

La Unidad de Gestión de Tecnologías sustentada en la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE la publicación, en la biblioteca virtual y física de la institución el trabajo, "**CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO**", cuyo contenido, opiniones y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Juan Carlos Vidal Placencia
AUTOR DEL PROYECTO
190057112-4

Latacunga, Mayo de 2015

DEDICATORIA

A lo largo del camino existen rocas que dificultan el andar, que luego de dar vueltas y vueltas a las memorias creemos que solo estuvieron ahí para tratar de darnos un tropiezo, pero que después de dejarlas atrás lo único que nos interesa es ese granito de fortaleza que aquella vez acumulamos a nuestro ímpetu de vida para poder superar el siguiente obstáculo. Existen piedras mucho más grandes, que nos permiten ver más allá del horizonte, rocas que no son una carga si no un alivio pues en ellas podemos desahogar nuestra valija de pesados recuerdos, pero a diferencia de las miles de rocas que encontraremos al andar, no hay ninguna como aquellas que son luz pero que brillan más en la oscuridad. Es por esa luz que me han brindado que debo dedicar no solo este proyecto si no mi vida entera a mis grandes rocas luminosas.

A mi abuelo Daniel, que con el sudor de su frente y la bendición de Dios, supo vigorizar a esta familia en lo que es indispensable para el crecimiento humano, la superación personal y la unión familiar.

A mi madre Nora y hermano Danny, porque han sido ellos los moldes rígidos que han levantado un hogar con bases firmes y decisiones correctas, que ha permitido superar barreras difíciles pero no infranqueables.

A mi querido sobrino Daniel, porque aunque se encuentre perdido aun entre colores y caprichos, ha llegado con luz de amor y sellando en esta familia el siempre presente coraje de superación.

A mis amigos, porque aunque la noche no tuvo luna, siempre tuve estrellas.

A ellos lo dedico, porque son la razón para luchar por algo más, la razón para seguir respirando y creciendo.

Juan Carlos Vidal Placencia

AGRADECIMIENTO

Seria verdaderamente infinita la lista de personas a quienes agradecer sería poco, porque aunque siempre existía la presencia espiritual de la familia, nunca faltó el aliento esperanzador, el sabio consejo, el amigable cariño de amigos/as, profesores/as he incluso desconocidos que supieron motivarme para terminar mi carrera en este territorio tan acechado por vicios y fragilidades. Debo agradecer además al gran ausente, porque a lo contrario de activar pensamientos negativos, fue un motivo más de superación. Agradezco principalmente a Dios por darme la fortaleza espiritual y mental para poder enfrentar cada una de las rocas del camino.

Es lógico, en agradecer a la Unidad de Gestión de Tecnologías, o al recordado ITSA, por tantas enseñanzas, por permitirme educarme dentro de sus aulas y a todo el personal que amablemente siempre estuvo dispuesto a extender su mano para ayudar a estudiantado.

Juan Carlos Vidal Placencia

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICADO.....	ii
DECLARACIÓN DE AUTORÍA	iii
AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE TABLAS	ix
ÍNDICE DE FIGURAS.....	x
ÍNDICE DE CUADROS.....	xi
RESUMEN	xii
SUMMARY.....	xiii
CAPÍTULO I	
EL TEMA	1
1.1 Antecedentes.	1
1.2 Planteamiento del problema.....	3
1.3 Justificación e importancia.	3
1.4 Objetivos.	4
1.4.1 Objetivo general.	4
1.4.2 Objetivos específicos	4
1.5 Alcance.....	5
CAPÍTULO II	
MARCO TEÓRICO	6
2.1 Fundamentos aerodinámicos.	6
2.1.1 Geometría y configuración del ala.....	6
2.1.2 Principales fuerzas que actúan sobre el ala.....	12
2.1.3 Esfuerzos sobre el ala.....	14
2.1.4 Centro de gravedad del ala.	15
2.1.5 Superficies de control.....	15
2.2 Vehículos aéreos no tripulados.	15
2.3 Beneficios de los vehículos aéreos no tripulados.....	19

	viii
2.3.1 Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados.	20
2.3.2 Equipos electrónicos y sus beneficios.	20
CAPÍTULO III	
DESARROLLO DEL TEMA	22
3.1 Determinación de datos técnicos.	22
3.2 Selección configuración alar.....	25
3.3 Determinación de equipo electrónico a bordo.	27
3.3.1 Sistema de video.....	27
3.3.2 Sistema de control.....	28
3.4 Estudio aerodinámico.....	29
3.4.1 Simulación de c_l vs alpha.	35
3.5 Planta de propulsión.....	40
3.5.1 Hélice.	41
3.6 Boceto de uav.	42
3.7 Estudio de peso y balance.	42
3.8 Construcción de planos.....	46
3.9 Diseño.....	46
3.10 Proceso de construcción.	51
3.11 Construcción física del vehículos aéreos no tripulado.....	58
3.12 Elaboración de instructivo de operación y mantenimiento.....	59
3.13 Resultado de pruebas técnicas.	59
3.14 Gastos del proyecto.	60
CAPÍTULO IV	
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	64
4.1 Conclusiones.....	64
4.2 Recomendaciones.....	65
GLOSARIO	67
REFERENCIA BIBLIOGRÁFICA	70
ANEXOS.....	72

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Especificaciones ScanEagle	23
Tabla 2. Especificaciones ELIMCO E500	24
Tabla 3. Especificaciones del MA01.....	25
Tabla 4. Características geométricas alares del MA01	27
Tabla 5. Especificaciones del sistema de control.....	28
Tabla 6. Tabla de equipos a bordo	29
Tabla 7. Condiciones ambientales estándar	30
Tabla 8. Coordenadas del Perfil.....	34
Tabla 9. Resultados del CI vs Alfa	36
Tabla 10. Motores recomendados vs área alar.....	40
Tabla 11. Características del motor	41
Tabla 12. Simbología de diagrama de procesos.....	51
Tabla 13. Gasto de materiales	61
Tabla 14. Costos maquinarias y herramientas.....	62
Tabla 15. Costos otros gastos	63
Tabla 16. Total de gastos.	63

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. UAV Kettering de la época de la I Guerra Mundial.	2
Figura 2. Partes del Perfil Alar.	12
Figura 3. Fuerzas Alares.....	14
Figura 4. Scan EAGLE.....	23
Figura 5. ELIMCO E500.....	24
Figura 6 Sistema de Video.....	27
Figura 7 : SPEKTRUM DX7	28
Figura 8 -Fuerzas sobre la aeronave	31
Figura 9 Leyenda de Análisis de perfiles alares.....	33
Figura 10 NACA 2410.....	33
Figura 11 Curva Característica.	35
Figura 12 Cl vs Cd.	37
Figura 13 Cl/ Cd vs Alfa.	38
Figura 14 Cd vs Alfa.	39
Figura 15 Boceto 01.....	42
Figura 16 Boceto 02.....	42
Figura 17 Cálculo del CG en Modelos Canard	43
Figura 18 División de Secciones.....	45
Figura 19 Distribución de Sustentación	47
Figura 20 Comportamiento stream.	48
Figura 21 - Resistencia Inducida.....	49
Figura 22 - Flujo – Adherencia.....	50
Figura 23 - Ensamble Fuselaje	52
Figura 24 - Ensamble Ala	54
Figura 25 - Tren de Aterrizaje Principal	56
Figura 26 - Ensamble UAV	57

ÍNDICE DE CUADROS

Cuadro 1. Configuración de ala según su posición.....	7
Cuadro 2. Configuración de ala según su número.....	8
Cuadro 3. Configuración de ala según su forma.....	9
Cuadro 4. Cuadro de Proceso de Construcción de Fuselaje	53
Cuadro 5. Cuadro de Proceso de Construcción de Ala	55
Cuadro 6. Diagrama de proceso de ensamble del MA01	58

RESUMEN

Este trabajo está centrado en el estudio aerodinámico alar de un vehículo aéreo no tripulado prototipo de reconocimiento y/o exploración, comenzando con un concepto de necesidad de acuerdo a las circunstancias actuales e impulsando además la motivación práctica y tangible para el alumnado sobre la insistencia en la investigación de nuevos campos del desarrollo aeronáutico y aportando así al avance aeronáutico nacional. La aeronave es evaluada considerando un bajo número de Reynolds de 5×10^5 tomando en cuenta que tendrá un alto coeficiente de sustentación a bajas velocidades. En el recorrido del estudio ira definiendo la geometría alar de la aeronave y por ende el perfeccionamiento de su diseño aerodinámico, haciendo eficiente y estable al modelo. Sabiendo que la seguridad del vuelo es la principal garantía que el presente proyecto busca en el estudio, además del levante de un determinado equipo de carga que hará posible la misión de reconocimiento de la aeronave pero también dejando lugar para un posible fortalecimiento con mejores equipos avalando un pequeño aumento del peso vacío para la evolución del proyecto. Todo el estudio se lo realizó mediante software especializado en simulación de fluidos computacional. Además se estudió la configuración de la superficie alar en comparación a aeronaves similares tanto en forma como en misión, que han sido desarrolladas por grandes empresas con mucha experiencia en el campo. La estabilidad está en garantizar un estudio de peso y balance con las operaciones matemáticas respectivas en el ámbito teórico y con las correspondientes técnicas prácticas.

Palabras clave:

- **Estudio**
- **Geometría**
- **Diseño Aerodinámico**
- **Estabilidad.**

SUMMARY

This work is focused on the aerodynamic wing **study** of a prototype unmanned aerial vehicle reconnaissance and/or exploration, beginning with a concept of necessity according to current circumstances and further promoting the practical and tangible motivation for students on the insistence research into new fields of aeronautical development, thus contributing to the national aeronautical progress. The aircraft is evaluated considering a low Reynolds number 5×10^5 that has a high coefficient of lift, at low speeds. In the course of this study, I will define the **geometry** wing aircraft and thus improving its **aerodynamic design**, making it an efficient and stable model. Knowing that flight safety is the main focus, this project aims to guarantee, lifting given load equipment that will enable reconnaissance aircraft, leaving room for possible reinforcement with better equipment endorsing a small increase in empty weight for the evolution of the project. All studies will be conducted by specialized software in computational fluid simulation. Besides the configuration of the wing compared to similar aircraft, both in form and mission have been developed by large companies with experience in the field surface, will be studied. The **stability** is guaranteed by a study of weight and balance with the respective mathematical operations on the theoretical level and with appropriate technical practices.

Keywords:

- **Study**
- **Geometry**
- **Aerodynamic Design**
- **Stability.**

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 ANTECEDENTES.

El estudio de un componente, siempre tendrá por delante el cumplimiento de un objetivo, y así mismo el solventar una necesidad, los estudios aerodinámicos tienen cabida desde antes de la primera guerra mundial, y debido a sus altos costos para la época se limitaban únicamente a países con suficiente capital para afrontar todos los experimentos.

Con el pasar de los días y la reducción de los costos, gracias a las nuevas tecnologías y softwares libres, han permitido que este tipo de estudio esté al alcance de muchas personas con ciertos conocimientos y experiencias, aunque existen programas informáticos que tienen un alto costo por sus características específicas y precisión también existen programas para estudiantes que facilitan el adiestramiento de personas perseguidas por la inquietud de la aerodinámica y más específicamente por la aviación.

El registro de vehículos aéreos no tripulados, se ha venido desarrollando desde tiempos posteriores a la primera guerra mundial con el desarrollo del control remoto de radiofrecuencia, pero el poco interés por sus altos costos en componentes y la tecnología muy básica que no satisfacía las necesidades, motivó a que se opte indispensablemente por una tripulación a bordo de toda aeronave, conforme han transcurrido los años, la tecnología, la disminución de precios y el tamaño de los componentes logró un mayor interés en el tema.

El desarrollo e investigación de vehículos aéreos no tripulados se lo ha venido desarrollando en su gran mayoría por entes militares. Actualmente existen distintas compañías privadas e independientes de cualquier gobierno desarrollando este tipo de tecnología principalmente para realizar tareas de monitoreo y georreferencias.



Figura 1. UAV Kettering de la época de la I Guerra Mundial

Fuente: (Austin, 2010)

Según la página oficial de la FAA (Federal Aviation Administration), el organismo de regulación mundial, para finales del 2015 se presentará un estatuto que reglamentará la utilización, fabricación, control y registro de los UAV, lo que ha despertado una carrera en fabricantes militares y civiles, al momento la Fuerza Aérea Ecuatoriana se encuentra en la fase de pruebas de UAV Gavilán, que es la apuesta nacional para esta carrera silenciosa mundial.

Con la constante evolución de la aeronáutica mundial los sistemas aeronáuticos convencionales han quedado relevados por las modernizaciones y las nuevas directrices de la aviación, los sistemas aéreos no tripulados han venido marcando una gran diferencia y tomando un rumbo primordial desde hace tiempo atrás en el mundo, mas no así en nuestra nación, es imprescindible entonces, la incorporación de nuevos equipos aeronáuticos para la motivación del alumnado sobre la exploración y desarrollo de nuevas tecnologías y por qué no, empezar a ofrecer como carrera y posteriormente como instituto un servicio a la comunidad ecuatoriana.

Según apuntan las directrices de la evolución de los UAV, serán el futuro de la aviación mundial y es por ello indispensable proporcionar un interés específico para seguir a la par la carrera de la aviación en nuestro país.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La ausencia de equipos de innovación aeronáutica diseñados por alumnos de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas, demuestra un bajo índice de investigación y desarrollo tecnológico dentro de sus aulas, lo cual conlleva a ser considerado una institución únicamente de educación mas no de aporte tecnológico a la comunidad es por ello que para motivar a la exploración de retos mayores se ha desarrollado el presente tema "CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO".

1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.

Todo diseño es básicamente un estudio de los aspectos más importantes de un punto en específico, dentro de las aeronaves es indispensable el estudio de las superficies alares para garantizar el fin de una misión. Es necesario para crear un vehículo aéreo no tripulado estudiar la superficie alar que sustentará el aeroplano teniendo en cuenta las características deseadas para el mismo. El Instituto Tecnológico Superior Aeronauta (ITSA) ha culminado su existencia con una actitud pasiva frente a este avance importante de la evolución aeronáutica, es por ello que la nueva Unidad de Gestión de Tecnologías (UGT) de la Universidad De las Fuerzas Armadas a través de su carrera de Mecánica Aeronáutica asumirá un rol activo frente a este avance tecnológico

El estudio aerodinámico a realizarse tiene como fin la creación de un vehículo aéreo no tripulado de gama baja el UAV MA01 servirá como iniciativa

y será de suma importancia para fomentar la investigación en el alumnado, además de incentivar la capacidad de creer en que la Unidad de Gestión de Tecnologías puede desarrollar equipos de estas características.

Dentro de la carrera de Mecánica Aeronáutica existen una gran capacidad intelectual en el alumnado que con el presente proyecto será motivado a desarrollarse en sus actividades y motivados a vincularse, además el presente UAV podrá ser uno de los primeros prototipos que la UGT estaría entregando a la comunidad ecuatoriana para su desarrollo aeronáutico.

Por lo antes mencionado es indispensable la creación de este y más proyectos similares o adyacentes a este que permitan desarrollar un prototipo de alta calidad y fiabilidad.

1.4 OBJETIVOS.

1.4.1 Objetivo General.

Realizar un estudio aerodinámico alar simplificado mediante el uso de simulaciones por computadora para la construcción de un vehículo aéreo no tripulado

1.4.2 Objetivos Específicos

- Analizar vehículos aéreos no tripulados similares a la propuesta requerida
- Establecer aspectos generales del UAV
- Realizar un estudio aerodinámico que sustente al UAV MA01
- Construir el UAV MA01
- Elaboración de Instructivos del UAV MA01

1.5 ALCANCE.

El presente estudio tendrá un alto beneficio para la Unidad de Gestión de Tecnologías puesto que se basa en el estudio aerodinámico de una superficie alar, la cual busca como objetivo la creación de un vehículo aéreo no tripulado para la Carrera de Mecánica Aeronáutica, el mismo que servirá de fuente de investigación y desarrollo para todo el alumnado, fomentando así en los mismos la inquietud por evolucionar en su tipo de aprendizaje desde un punto de vista, en el cual el estudiante forme parte activa de su aprendizaje por medio de su investigación personal planteándose nuevas metas en su desarrollo académico.

Además el objetivo de este estudio servirá como aporte de la institución hacia la aeronáutica nacional, siendo raíz de motivación y aporte tecnológico.

CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO

2.1 FUNDAMENTOS AERODINÁMICOS.

Al referirse a diseño, se debe considerar varios aspectos técnicos y conocimientos experienciales, los cuales permitan cumplir con un objetivo, es por ello que para el “Diseño Alar” se citara ciertos aspectos que se debe entender.

2.1.1 Geometría y configuración del ala.

Debido a las diversas necesidades que el hombre ha encontrado en las aeronaves para que las mismas cumplan con objetivos específicos, ha visto una solución muy factible en la modificación de la geometría y configuración de la superficie alar, dependiendo de su fin. Entiendo por “ala” a una superficie compuesta de perfiles aerodinámicos, capaz de sustentar a una aeronave en el aire.

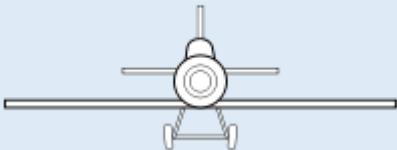
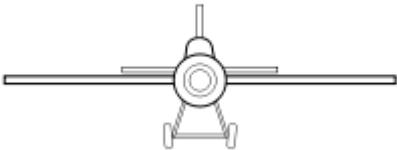
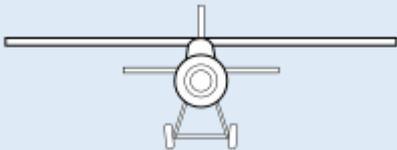
A lo largo de los años de investigación en el campo aeronáutico se han encontrado diversas formas de geometrías y configuraciones del ala de las aeronaves, dicha pues para cada una distinta, garantizando el fin para el cual está construida.

Con lo antes dicho se concibe, que al referirse a la geometría del ala se entiende a la forma que tendrá la misma para poder desarrollar perfectamente su función, es decir ala rectangular, ala trapezoidal sin flechado, ala flechada, ala delta, etc. y así mismo sabiendo que por configuración hace referencia a la ubicación de la misma tendrá a lo largo de la vertical del fuselaje, pudiendo así ejecutar su trabajo de la mejor manera obviamente cada una con sus ventajas y desventajas.

Existe un sinnúmero de configuraciones de ala que obviamente han sido utilizadas y descubiertas para cubrir una necesidad de misión de cierta aeronave. Según su posición en la aeronave.

Cuadro 1

Configuración de ala según su posición.

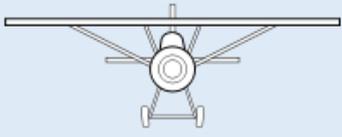
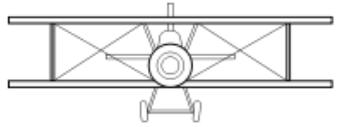
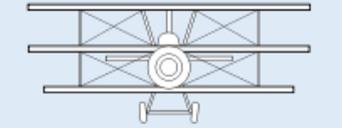
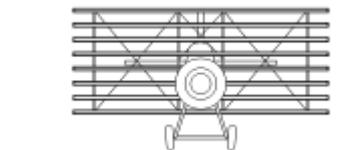
Tipo	Descripción	Figura
Ala baja	Montado cerca o por debajo de la parte inferior del fuselaje. Debido a su ubicación estas producen una menor sustentabilidad en conjunto con el fuselaje, pues su configuración está destinada más a la maniobrabilidad.	
Ala Media	Montado aproximadamente hasta la mitad del fuselaje.	
Ala Alta	Montado en la parte superior del fuselaje. Se aplica a un ala montada sobre una proyección por encima de la parte superior del fuselaje principal. Al estar sobre el fuselaje su perfil alar es de mayor grosor lo que permite una superior sustentación y por tanto una elevada estabilidad de la aeronave.	

Fuente: (Arenas, 2007)

Según el número de superficies.

Cuadro 2

Configuración de ala según su número.

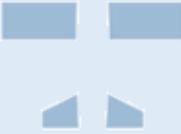
Tipo	Descripción	Figura
Monoplano	Una sola ala, esta surgió posterior al biplano	
Biplano	Dos alas de tamaño parecido una sobre otra. Era la configuración más típica durante los años 30 hasta la aparición de los monoplanos.	
Triplano	Tres alas, una sobre otra, los aviones como el Fokker Dr. disfrutaron de un breve periodo de popularidad durante la Primera Guerra Mundial debido a su pequeño tamaño y su alta maniobrabilidad como cazas, pero se reemplazaron rápidamente por los mejorados biplanos.	
Multiplano	Muchas alas. Ningún ejemplo con más de 4 alas ha volado con éxito: la barcaza voladora de nueve- alas Caproni Ca.60 voló un poco antes de destrozarse.	

Fuente: (Arenas, 2007)

Según su forma:

Cuadro 3

Configuración de ala según su forma.

Tipo	Descripción	Figura
Ala Recta	Es típica de las avionetas, un ala con forma de rectángulo. Muy barata y fácil de construir. Este ala se instala en aviones que realicen vuelos cortos (en tiempo) a baja velocidad y que mantenga la sustentación.	
Ala Trapezoidal	Típica de avionetas, es un ala que su anchura de la raíz a la punta se reduce progresivamente dándole una forma trapezoidal. Es más eficiente que el ala recta dando para una dificultad de construcción no mucho mayor. También es posible encontrar este tipo de ala en los cazas supersónicos	
Ala Elíptica	Ala que minimiza la resistencia inducida. Típica de algunos cazas de la Segunda Guerra Mundial ya que no utilizaban dispositivos de punta de ala. Bastante complicada de construir, es un ala prácticamente en desuso.	
Ala Canard	Es una configuración de aeronave de ala fija en la que el estabilizador horizontal está en una posición adelantada frente a las alas, en contraposición a un avión convencional donde está por detrás de éstas.	

CONTINÚA 

Ala Delta

Es el ala generalmente usada para aviones en vuelo supersónico, especialmente en cazas de combate. La gran ventaja de esta ala es que consigue que el borde de ataque del ala quede retrasado respecto a la onda de choque generada por la punta del avión.



Ala en flecha

El ala forma un ángulo no recto con el fuselaje, de esta forma se consigue engañar al aire que se encuentra el avión reduciendo el número de Mach que ven realmente los perfiles del ala. Son típicas de aviones en vuelo subsónico alto, de esta forma consigue reducir el Mach de divergencia y por lo tanto a una misma potencia motor pueden volar más rápido. También suelen llevar este tipo de ala los cazas supersónicos cuando no usan otras configuraciones.



Ala en flecha invertida

Es una forma de configuración avanzada para los aviones. Incrementa la maniobrabilidad a velocidad supersónica. Sin embargo este tipo de alas también presentan inconvenientes, entre ellos la gran inestabilidad que sufren a altas velocidades.



CONTINÚA



Ala Ojival

Es una variación del ala en forma de delta. El avión supersónico Concorde es un claro ejemplo para este tipo de ala.



Fuente: (Arenas, 2007)

2.1.1.1 Perfil aerodinámico.

Un perfil aerodinámico es una superficie, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones tal que genere sustentación propia. En esta entidad geométrica pueden identificarse unas regiones generales: borde de ataque, el cual se enfrenta a la corriente del fluido incidente, el borde de fuga, lugar de salida del fluido en la parte posterior, extradós o parte superior e intradós o parte inferior además con características específicas. Algunos de los conceptos a utilizar de aquí en adelante son:

- Extradós: parte superior del perfil.
- Intradós: parte inferior del perfil.
- Borde de ataque: es el lugar del perfil que primero contactará con el fluido. Es también el que distribuirá la corriente, separándola en extradós e intradós.
- Borde de salida: es el lugar del perfil por donde sale el aire, y desde el que la corriente debería de volver a juntarse.
- Cuerda: es la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida.
- Espesor: es el grosor del perfil en un punto, es decir, la distancia entre el extradós y el intradós.
- Perfil asimétrico: es el perfil en el que el extradós es diferente al intradós.
- Perfil simétrico: es el perfil en el que el extradós y el intradós son iguales
- CL y CD: coeficientes de sustentación y de arrastre, característicos de un perfil para unas condiciones dadas.

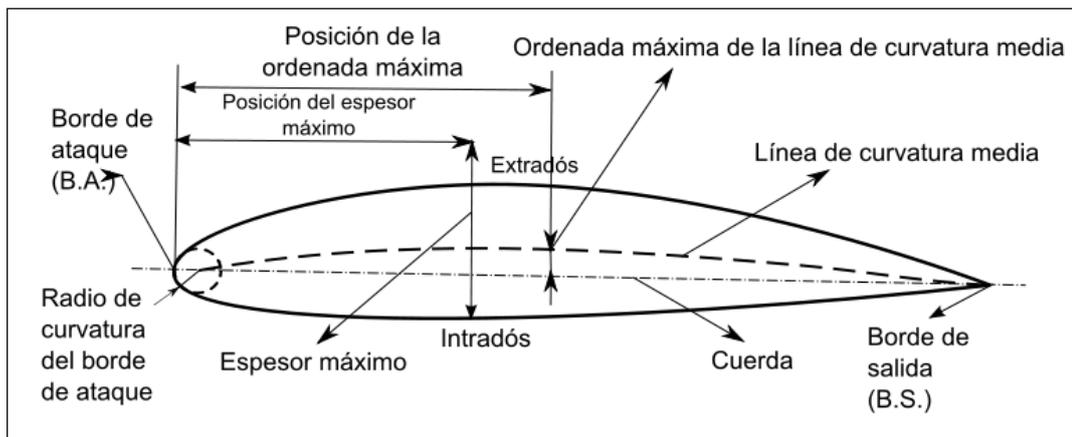


Figura 2. Partes del Perfil Alar.

Fuente: (Piggott, 2013)

2.1.2 Principales fuerzas que actúan sobre el ala.

Las fuerzas aerodinámicas son aquellas que aparecen por el hecho de tener un cuerpo que se mueve a cierta velocidad inmerso en un fluido. Un cuerpo sumergido en un fluido experimenta fuerzas causadas por la acción del fluido. El efecto total de esas fuerzas es muy complejo. Sin embargo, para propósitos de diseño o para el análisis del comportamiento de un cuerpo en un fluido, dos fuerzas importantes – arrastre y sustentación – son las más importantes. La fuerza de arrastre y sustentación son las mismas sin considerar si el cuerpo se encuentra en movimiento en el fluido o el fluido se encuentra moviéndose sobre el cuerpo. En un avión, las fuerzas que actúan son:

2.1.2.1 Levante.

La sustentación, que es la fuerza que generan las alas para mantener el vuelo del avión. La sustentación es perpendicular al viento relativo, es una componente vertical de la fuerza aerodinámica del aire sobre el ala, y se aplica sobre el centro de presiones o aerodinámico. La sustentación equilibra en todo momento a la masa del avión, sea en vuelo o en maniobras en las que aumenta el factor de carga, tales como virajes ceñidos con una fuerza centrífuga importante, recuperaciones de picados con el avión y piloto

sometido a varias G. Para variar la sustentación el piloto puede actuar sobre la velocidad o sobre el ángulo de ataque, ya que los restantes factores son fijos. En todo caso, si cambia de altitud, varía la densidad del aire pero no puede cambiar la superficie alar, ni el coeficiente aerodinámico.

2.1.2.2 Peso.

El peso, que aunque no es estrictamente una fuerza aerodinámica, siempre está presente, y será la que determine la sustentación que se necesita para mantener el avión en el aire.

2.1.2.3 Arrastre.

La resistencia, que se opone al movimiento, y va en la misma dirección y sentido opuesto al viento relativo. La resistencia al avance, es la fuerza que retarda el movimiento del avión a través del aire. Normalmente en vuelo, la resistencia es un obstáculo, pues aumenta el consumo de combustible y por ende afecta la autonomía, radio de acción y velocidad máxima del avión. Pero cuando se trata de disminuir la velocidad de vuelo, especialmente en aterrizajes, constituye una gran ventaja. La resistencia varía de acuerdo a las condiciones de vuelo, por lo que hay que comprender a fondo sus causas y efectos, para obtener la máxima performance. En el vuelo de un avión a velocidades subsónicas, se produce de dos maneras, resistencia inducida y resistencia parasita.

2.1.2.4 Empuje.

La tracción, o empuje, ejercida por los motores del avión (que no puede considerarse como una fuerza aerodinámica).

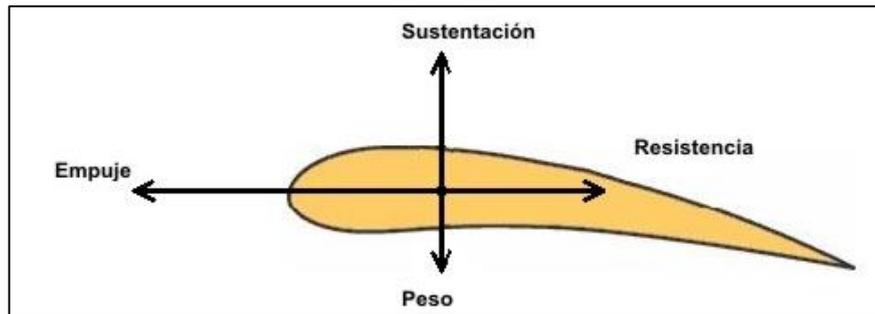


Figura 3. Fuerzas Alares.

Fuente: (Carceller, 2009)

2.1.3 Esfuerzos sobre el ala.

Los esfuerzos que sufre el ala, en especial su estructura son causas de las fuerzas que actúan sobre esta superficie, en el caso de un avión normal estos surgen a partir de:

- Cargas aerodinámicas, debido a la sustentación y resistencia al avance.
- Cargas debidas al empuje a la tracción realizada por el grupo motopropulsor.
- Cargas concentradas, como el peso de los motores en el caso de que los mismos cuelguen del ala, depósitos de combustibles (recordar que casi en el 100% de los casos, los tanques de combustibles del forman parte integral del ala), etc.
- Reacciones debidas al tren de aterrizaje (Altas cargas de impacto que se transmiten del tren al ala, por supuesto con la amortiguación correspondiente)
- Esfuerzos debidos a la deflexión de las superficies móviles, los mismos pueden ser de varios tipos¹

Dichos aspectos se aplican de igual manera en un vehículo aéreo no tripulado.

¹ <http://www.aeroclubnimbus.aero/> - Fuerzas que actúan sobre el ala de un avión

2.1.4 Centro de gravedad del ala.

Una aeronave durante su etapa de vuelo puede realizar maniobras gracias a sus superficies de control: elevador, rudder y alerones, los cuales modifican la actitud de vuelo. Al ocurrir esto la aeronave rota alrededor de un punto llamado centro de gravedad CG. En este punto se encuentra el promedio de las fuerzas totales que actúan sobre la aeronave, generalmente este se encuentra a un tercio del borde de ataque del ala, es por ello que se debe tener muy en cuenta al momento de ubicar cada equipo, pues este actúa de forma directa a la estabilidad y control de la aeronave.

2.1.5 Superficies de control.

Las superficies de control a lo largo del ala varían de acuerdo a la función y necesidad que la misma posea, existen varias superficies como alerones, spoilers flaps externos, flaps internos, etc., los mismos que ayudan a la estabilidad y control de la aeronave.

2.2 VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS.

Vehículo aéreo no tripulado VANT es una aeronave pilotada a control remoto (RPV del inglés Remotely Piloted Vehicle), y que vuela sin tripulación a bordo.

Son usados mayoritariamente en aplicaciones militares, donde son denominados vehículo aéreo de combate no tripulado UCAV por su nombre en inglés. Para distinguir los VANT de los misiles, un VANT se define como un vehículo sin tripulación reusable, capaz de mantener un nivel de vuelo controlado y sostenido, y propulsado por un motor de explosión o de reacción. Por tanto, los misiles de crucero no son considerados VANT porque, como la mayoría de los misiles, el propio vehículo es un arma que no se puede reutilizar, a pesar de que también es no tripulado y en algunos casos guiado remotamente.

Actualmente, los VANT militares realizan tanto misiones de reconocimiento como de ataque. Si bien se ha informado de muchos ataques de drones con éxito, también son susceptibles de provocar daños colaterales o identificar objetivos erróneos, como con otros tipos de arma.

Los VANT también son utilizados en un pequeño pero creciente número de aplicaciones civiles, como en labores de lucha contra incendios o seguridad civil, como la vigilancia de los oleoductos. Los vehículos aéreos no tripulados suelen ser preferidos para misiones que son demasiado "aburridas, sucias o peligrosas" para los aviones tripulados.²

2.2.1 Motor.

De igual modo a cómo funcionan en un avión comercial, un depósito de combustible alimenta un motor de uno o más cilindros.

La combustión del carburante dentro del cilindro, mueve el pistón, que a su vez hace girar la hélice. La bujía en los motores más corrientes monocilíndricos de dos tiempos consiste en una resistencia de platino, la cual es necesario poner al rojo vivo previo al arranque del motor. Para conseguir esto se hace pasar electricidad a través de su resistencia mediante una batería eléctrica de 1,2 ó 2V (aparato que viene llamado chispero) o un reductor de tensión acoplado a una batería de 12V llamado "Power panel". Una vez en marcha, la reacción catalítica del platino con el metanol lo mantiene incandescente lo suficiente para esperar una nueva explosión. Las cilindradas van desde 0,4 cc hasta 23 cc., habitualmente. Es lo más usado actualmente los motores más utilizados en aeromodelismo se dividen en tres categorías:

² http://www.ecured.cu/index.php/Veh%C3%ADculo_a%C3%A9reo_no_tripulado

- **Motores a combustión interna**

Motores Glow-Plug, de bujía incandescente o simplemente Glow

Motores Diesel

Motores de Chispa

- **Motores eléctricos.**

Motores con escobillas

Motores sin escobillas

- **Pulsorreactor**

Motor de Turbina

2.2.2 Combustible.

El combustible que se usa en estos motores de combustión interna de aeromodelismo suele ser una mezcla de aceite, metanol y nitrometano en diferentes porcentajes según el uso y las características del motor. Al no poseer un nombre técnico para dicha mezcla se lo denomina generalmente "Nitro"

2.2.3 Equipo Eléctrico.

En la actualidad la electrónica se ha apoderado de la mayoría de sistemas que puede existir en una máquina y más en un equipo de estas características en donde la electrónica se ve involucrada en sistemas de comunicación, control, video, transmisión de datos, etc. Es por ello que para poder intervenir entre este sistema se recomienda tener conocimientos básicos sobre el mismo.

- **Ground Station.**

Una estación terrestre, estación terrena o terminal de tierra es una estación diseñada para la comunicación con la aeronave o recepción de ondas de radio de una fuente de radio. Las estaciones terrenas se comunican con las naves mediante la transmisión y recepción de ondas de radio. Cuando una estación terrestre transmite con éxito ondas de radio para una nave, se establece un enlace de telecomunicaciones. Un principal dispositivo de telecomunicaciones de la estación de tierra es la antena. Además se puede también considerar una ground station al simple radio control con el cual se establece conexión de manejo con un UAV. El MA01 UAV mantiene una estación en tierra tanto para envío de señales a las superficies de control, como a la recepción de ondas de video en tiempo real. Su emisora es el aparato que se encarga de hacer de interfaz entre el piloto y los mandos del avión. Este aparato comúnmente tiene el nombre de radio o radio-mando.

El funcionamiento, de este aparato consiste en interpretar los movimientos que ejerce el usuario sobre sus "sticks", pulsadores o interruptores y convertirlos en una señal de radio, para así ser emitida al avión. Existen muchos tipos de radio-mandos de diferentes marcas, pero lo normal suelen ser cuatro canales como mínimo, estos cuatro canales están controlados por "sticks", que son una especie de resortes que se pueden mover proporcionalmente en las cuatro direcciones. Hay radio-mandos que aparte de los 4 canales básicos tienen un número superior de canales, para controlar otras funciones del avión, también hay modelos que incorporan mezclas electrónicas o diferentes utensilios informáticos que hacen más completo el vuelo. La frecuencia de 2.4GHz, recién añadida a la actual normativa de comunicaciones aéreas experimentales. Estos sistemas evitan la problemática de interferencias existente en las otras frecuencias que se da comúnmente cuando un segundo radio-mando es encendido con la misma frecuencia que otro que está en uso, produciendo en el peor de los casos la pérdida de control del aeromodelo.

- **Receptor.**

Es un pequeño aparato alojado en el compartimento de electrónica en el avión que se encarga de descodificar las señales que recibe de la estación en tierra y convertirla en impulsos eléctricos que harán mover los correspondientes servos. Para recibir la señal correspondiente a su emisora, este tiene que tener instalado (al igual que la emisora) un cristal de cuarzo, que define la frecuencia de trabajo. Esta frecuencia tiene que ser igual tanto en el radio-mando como en el receptor, para que el conjunto funcione. Obviamente, tanto el receptor como el emisor, tiene que trabajar en el mismo sistema de emisión, ya sea ppm (FM) o PCM (pulse code modulation, en español modulación por ancho de pulsos).

- **Servomotores.**

Comúnmente llamados servos. Estos aparatos, se encargan de producir fuerza mecánica, para mover los distintos sistemas del avión. Suelen ser de tamaño pequeño, pero pueden ejercer una gran fuerza (en promedio actúan sobre los 3,5 kg/cm). Se componen de un pequeño motor, con sus rodamientos, y un sensor para saber la posición del servo. Se encontrará desde los micro-servos con un peso menor a los 3 gramos pero que ejercen casi un kilo de fuerza hasta grandes servos que pueden ejercer una fuerza de 25 kg/cm. Suelen trabajar con tensiones entre 4.8 y 6v, y se pueden encontrar en versión analógica o digital, siendo estos últimos generalmente más rápidos y precisos

2.3 BENEFICIOS DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS.

Por el hecho de no llevar una tripulación a bordo el sistema se vuelve mucho más sencillo puesto que no se gastara en sistemas para la supervivencia del ser humano, sin embargo estos llevan subsistemas indispensables. Por lo anteriormente mencionado se citará las aplicaciones de los UAV para la vida civil.

- Variedad y Flexibilidad de Misiones
- Mínimo Impacto Ambiental
- Mínimo tiempo de ración
- Mínimo coste de operación
- Beneficios en Seguridad y defensa
- Beneficios sociales y ambientales

Por esos motivos los UAV han llagado marcando una diferencia significativa en la aeronáutica mundial, que sin duda será el futuro de la misma, pues un UAV presenta muchas más ventajas sobre una aeronave tripulada.

2.3.1 Aplicaciones de los Vehículos aéreos no tripulados.

En el ámbito de la observación de la tierra los UAV tienen múltiples aplicaciones y posibilidades en el mercado civil:

- Cartografía: realización de ortomapas y de modelos de elevaciones del terreno de alta resolución.
- Agricultura: gestión de cultivos.
- Servicios forestales: seguimiento de las áreas boscosas, control de Incendios.
- Geología.
- Medio ambiente: estado de la atmósfera.
- Control de obras y evaluación de su impacto.
- Seguimiento de la planificación urbanística.
- Seguridad y control fronterizo.

2.3.2 Equipos electrónicos y sus beneficios.

Los UAVs han podido combinar distintas ramas dentro del tema, incluso el aspecto de propulsión, y uno de los aspectos más importantes es la

implementación de sensores que aseguran el correcto performance de la aeronave.

Todo UAV lleva en su interior un equipo electrónico ya sea este sencillo o complejo dependiendo su misión, dentro de los equipos más básicos, sobresale el sistema de comunicación con la base en tierra, un dispositivo de video o fotografía, pues to que los UAV más desarrollados poseen incluso sistemas de ataque con misiles.

Debido al peso que significa llevar a bordo los sistemas electrónicos este se ve limitado a sugerir equipos específicos para cada misión.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

El desarrollo del tema se realizó a partir del enfoque al diseño alar para sustentar un vehículo aéreo no tripulado de reconocimiento, capaz de transmitir video en tiempo real, estudio que será capaz de respaldar el peso posteriormente determinado.

3.1 DETERMINACIÓN DE DATOS TÉCNICOS.

Es indispensable para la etapa de diseño la determinación de datos técnicos que den una perspectiva de lo que se busca, de los aspectos necesarios para cumplir con un objetivo, estos datos se los obtiene desde la vista del diseñador y de una necesidad planteada.

Siguiendo los puntos predeterminados del diseño:

- Observar y analizar equipos similares.
- Estudiar y proyectar
- Construir y ejecutar.

Se busca estudiar una superficie alar para la construcción de un vehículo aéreo no tripulado que disponga de un sistema de transmisión de video en tiempo real. Se dará un peso ficticio de 3kg que según la experiencia será similar al del diseño final, esto permitirá analizar UAVs similares.

- El primer UAV para el análisis será ScanEagle es de bajo costo, alta resistencia, vehículo aéreo no tripulado (UAV) construido por Insitu con ayuda de Boeing. El ScanEagle fue diseñado por Insitu basado en el Insitu Seascan, un UAV comercial que era destinado a vigilancia. El ScanEagle continúa siendo mejorado con una tecnología superior y de fiabilidad.³

³ <http://www.boeing.com/boeing/history/boeing/scaneagle.page>



Figura 4. Scan EAGLE.

Fuente: (Company, 2001)

Tabla 1

Especificaciones Scan EAGLE.

No	Concepto	Detalle
1	Carga útil	7,5 libras (3,4 kg)
2	Tripulación	ninguno a bordo
3	Longitud:	1,55 a 1,71 m
4	Envergadura	3,11 m
5	Peso en vacío	14-18 kg
6	Peso cargado	18 kg
7	Max. peso al despegue	22 kg
8	Planta motriz	Motor de 2 tiempos -1,5 hp
9	Velocidad máxima	80 nudos (92 mph, 148 km / h)
10	Velocidad de crucero	60 nudos (69 mph, 111 km / h)
11	Resistencia	24 + horas
12	Techo de servicio	19.500 pies (5.950 m)

Fuente (Company, 2001)

- El segundo UAV es el Elimco E500 fabricado por la empresa privada Elimco, cuenta con equipo electrónico de alto costo y rendimiento. Sistema de observación completo de medio alcance, ligero, transportable. Con un diseño aerodinámico eficiente, está preparado para lograr grandes altitudes

en condiciones climáticas adversas teniendo un rango de operación de 60km con una autonomía de vuelo de 3 horas.⁴



Figura 5. ELIMCO E500.

Fuente: (Elimco, 2010)

Tabla 2

Especificaciones ELIMCO E500.

No	Concepto	Detalle
1	Carga útil	10 kg
2	Autonomía	3 horas.
3	Motor	Bicilindrico de 150cc, 15HP
4	Envergadura	3.60m
5	Estación de control	Portátil y Autónoma
6	Recuperación	Paracaídas
7	Radio de operación	100km
8	Techo de servicio	3500m
9	Peso máx.	50kg
10	Velocidad	120km/h

Fuente: (Elimco, 2010)

Cabe destacar que los dos modelos poseen una configuración de motores Pusher, la cual facilita la ubicación de los dispositivos de video en el morro del equipo.

⁴ Elimco- AUV E500- OBSERCACION AÉREA DE MEDIO ALCANCE

Es común en un UAV de vigilancia su envergadura aproximadamente de 3m y su planta motriz relativamente pequeña, están estrictamente diseñados para soportar el equipo electrónico necesario. Su equipo electrónico básico es un dispositivo de visualización y un dispositivo de control. Se debe advertir que el modo de recuperación no es estrictamente el convencional en un aeropuerto, si no que puede tener varias alternativas.

Para el UAV MA01 se ha considerado los siguientes datos generales:

Tabla 3
Especificaciones Generales del MA01.

No	Concepto	Detalle
1	Nombre	MA01
2	Categoría	UAV Experimental
3	Misión	Reconocimiento
4	Equipo a bordo	Sis. FPV/Sis. Control
5	Tipo de tren	Triciclo fijo.
6	Tipo de motor	Glow 2 Tiempos
7	Combustible	Nitrometano
8	Conf. Planta motriz	Pusher
9	Desmontable	5 Piezas
10	Techo máx. de servicio	3000 msnm

3.2 SELECCIÓN CONFIGURACIÓN ALAR.

La configuración del ala será determinada partiendo desde la perspectiva de los UAV anteriormente mencionados, a razón que las misiones a realizar serán de características similares. Con respecto a la ubicación del ala, se ha optado por un ala media puesto que esta presenta algunas ventajas para la misión sobre los otros tipos:

- Al ubicarse en la parte media de la aeronave el centro de gravedad se ubica en línea recta según el eje vertical lo que reestablece la estabilidad de la aeronave rápidamente después de una maniobra.
- Al estar el extradós en la parte alta de la aeronave, esta dispone una relación directa con el flujo permitiendo un contacto completo sin turbulencias producidas por el fuselaje o empenaje, pues este se ubicara bajo la tangente del mismo.
- Al estar ubicadas sobre del tren de aterrizaje según la vertical están seguras a golpes por salpicaduras producidas por el rodamiento de la aeronave.
- Puesto que el avión es más predispuesto a maniobra con ala media que con alta, esta además permite el planeo y un control más dócil.
- Con respecto al número de planos a elegir, se ha optado por un monoplano, puesto que esto facilita el proceso de construcción, además los biplanos o multiplanos fueron desechados en tiempos lejanos por su poca eficacia.
- De acuerdo a la forma, se ha elegido el ala flechada, de acuerdo al análisis de las formas se ha llegado a esta conclusión porque:
 - La cuerda del ala será la misma.
 - Proporciona muy buena sustentación a bajas velocidades.
 - Facilidades de construcción y económica por el proceso del mismo.
 - Garantiza la estabilidad a mantener en un mismo ángulo de diedro.
 - Gran superficie de sustentación puesto que el ala mantiene una misma cuerda.
 - Aumentar la velocidad del UAV al permitir el deslizamiento del flujo que en un ala recta.

Una de las más grandes desventajas que presenta es la alta resistencia que genera principalmente en las puntas de ala creando alta turbulencia. Debido a que el primer raciocinio para resolver estos es extremadamente ineficiente, se ha optado por realizar una sección de winglets con gran dimensión de superficie. Las alas flechadas ofrecen una menor resistencia que las alas tradicionalmente rectangulares, está diseñada básicamente para aviones que vuelan a velocidades medianamente moderadas.

Analizando los diferentes tipos, formas y ubicación se concluye que:

Tabla 4

Características geométricas alares del UAV MA1.

No	Concepto	Detalle
1	Ubicación	Ala Media
2	Numero de superficies	Monoplano
3	Forma	Ala Flechada

3.3 DETERMINACIÓN DE EQUIPO ELECTRÓNICO A BORDO.

Para el desarrollo del UAV MA01 se ha designado dos sistemas electrónicos básicos.

3.3.1 Sistema de Video.

Dentro del sistema de video se ha seleccionado un Sistema FPV (Vista en primera persona) de largo alcance 400mW 5.8GHz 8CH transmisor y receptor 8CH 5.8GHz con antenas de alta ganancia. Esta unidad incluye una antena de alta ganancia de 11dBi para el receptor y llegar más allá de la distancia se indica con antenas de mayor ganancia. Incluye todos los cables para conectar a fuentes de alimentación y las fuentes de vídeo y 720p CMOS cámara de alta definición del sistema PTZ.



Figura 6 Sistema de Video.

Fuente: (3DRRobotics, 2013)

Ver diagrama de conexión en el Anexo B.

3.3.2 Sistema de Control.

El DX7s está equipado con la programación Spektrum AirWare que fue desarrollado exclusivamente por Spektrum desde cero. Tiene todas las funciones de un avión o piloto de helicóptero podría desear, pero usted no tiene que ser un experto para utilizarlos.

Tabla 5

Especificaciones del Sistema de control – SPEKTRUM DX7

No	Concepto	Detalle
1	Número de canales	7
2	Modulación:	DSM2/DSMX
3	Banda:	2.4GHz
4	Receptor:	AR8000
5	Funciones de programación	Avión y Heli
6	Tipo de la batería:	4 celdas de 2000mAh Ni-MH
	Cargador:	Adaptador de CA internacional

Fuente: (Spektrum Horizon Hobby, 2009)



Figura 7 : SPEKTRUM DX7

Fuente: (Spektrum Horizon Hobby, 2009)

Ver diagrama de conexión en el Anexo A.

3.4 ESTUDIO AERODINÁMICO.

Al tener en conocimiento del equipo electrónico que se encontrará a bordo del UAV MA01 se establece el peso a levantar, para lo cual se realizará una tabla de peso.

Tabla 6

Tabla de equipos a bordo.

Nº	Descripción	QTY	Peso U. (gr)	Gr	Peso U. (oz)	OZ
1	VANT Vacío					
1.1	Fuselaje/Tren/Empenaje	1	550	550	19.4	19.4
1.2	Ala	1	550	550	19.4	19.4
2	Propulsión					
2.1	Motor	1	400	400	14.1	14.1
2.2	Filtro	1	1,00	1,00	0,05	0,05
2.3	Líneas de alimentación	1	15,00	15,00	0,55	0,55
2.4	Depósito de Combustible	1	135,00	135,00	4,75	4,75
2.5	Almacenamiento Máximo	1	0,00	0,00	0,00	0,00
2.6	Hélice	1	46,00	46,00	1,60	1,60
2.7	Spinner	1	44,00	44,00	1,55	1,55
2.8	Bancada	1	128,00	128,00	4,55	4,55
3	Equipo Electrónico					
3.1	Receptor	1	13,00	13,00	0,45	0,45
3.2	Servos motor	5	17,00	85,00	0,60	3,00
3.3	Extensiones de servos	5	5,00	25,00	0,15	0,75
3.4	Batería	1	123,00	123,00	4,35	4,35
3.5	Cámara	1	250,00	250,00	8.82	8.82
3.6	Emisor de cámara	1	150,00	150,00	5.29	5.29
3.7	Batería de cámara	1	300,00	300,00	10.58	10.58
4	Tren de Aterrizaje					

CONTINÚA 

4.1	Tren de Aterrizaje	1	200,00	200,00	7	7
4.2	Ruedas	3	50,00	150,00	1,75	5,25
5 Ferretería						
5.1	Links	4	7,00	28,00	0,25	1,00
5.2	Control Horns	4	4,00	16,00	0,15	0,60
5.3	Ferretería de tren	1	17,00	17,00	0,60	0,60
5.4	Ferretería General	1		0,00		0,00
Total			Gramos	3005	Onzas	105.6

NOTA: Algunos valores son hipotéticos, puesto que se estima el peso con UAV antes mencionados o aeromodelos experimentados.

Para las condiciones se establece el peso a levantar de 3 kilogramos. Obviamente se toma en cuenta el factor de seguridad del modelo que para el caso sería el doble del peso establecido inicialmente.

El estudio se realiza bajo condiciones estándar establecidas en:

Tabla 7

Condiciones Estándar Ambientales.

No	Concepto	Signo	Detalle
1	Temperatura	T	10 °C
2	Densidad	ρ	1.4 kg/m ³
3	Altura	h	3000 m
4	Viscosidad cinemática	u	$1.52 * 10^{-5} (kg/m*s^2)*s$
5	Longitud de Cuerda	L	0.23 m
6	Reynolds	Re	200000

Fuente: (Llopis, Gálvez, Rubio, & López, 2010)

Se establece un número de Reynolds para el cual se realizarán los cálculos el cual será una mínima de 200 000. El valor de Re es indispensable para el cálculo de coeficientes aerodinámicos de los componentes.

Para lo cual, si:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Donde:

ρ = Densidad del aire

V = Velocidad de flujo de aire

L = Longitud de la superficie o Cuerda

Entonces:

$$V = \frac{Re \mu}{\rho L}$$

$$V = 12.7 \text{ m/s}$$

La cual se establece como velocidad mínima del MA01

Conociendo que:

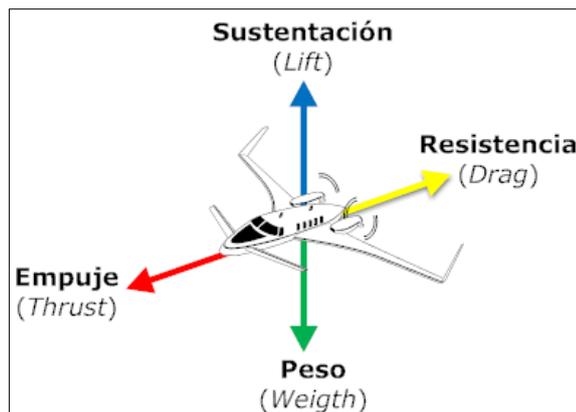


Figura 8 -Fuerzas sobre la Aeronave

Fuente: (Carceller, 2009)

Ahora, estableciendo un sistema de fuerzas libre

$$\Sigma F_x = 0$$

$$T = D$$

$$\Sigma F_y = 0$$

$$L = W$$

Conociendo que:

$$W = 3 \text{ kg}$$

Teniendo en cuenta la gravedad:

$$w = 29.4 \frac{Kg \cdot m}{s^2}$$

Estableciendo el factor de seguridad doble.

$$W = 58.8 \frac{kg \cdot m}{s^2}$$

Por lo tanto

$$W = 58.8 \frac{kg \cdot m}{s^2}$$

Tomando en cuenta la ecuación de la sustentación.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

Donde:

L = Sustentación

ρ = Densidad del aire

V = Velocidad

S = Superficie aerodinámica

C_L = Coeficiente de Sustentación

$\frac{1}{2}$ = Contante.

Para lo cual:

$$L = 58.8 \text{ N}$$

$$\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3$$

$$V = 12.5 \text{ m/s}^2$$

$$S = X$$

$$C_L = Y$$

$$\text{Contante.} = \frac{1}{2}$$

A continuación se realiza el estudio aerodinámico utilizando un software de dinámica de fluidos computacional. El cual simplifica el uso de un túnel de

viento físico, a razón de que no existe un equipo de estas características en territorio nacional. Debido a costos de adquisición y a garantías de eficacia se utiliza en programa llamado Xflr5 (Ver anexo D).

Para lo cual se tendrá en cuenta la siguiente leyenda. La misma que presenta rectas con diferentes colores cada una representando a un número de Re diferente.

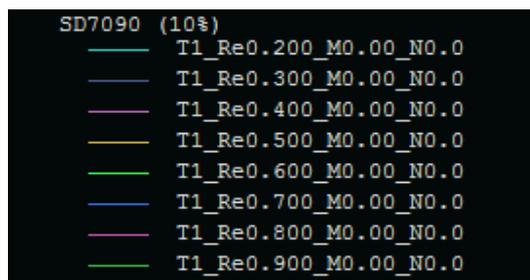


Figura 9 Leyenda de Análisis de perfiles alares.

El objetivo de realizar un análisis de fluidos es para notar el comportamiento de ciertos perfiles alares, y así encontrar el que pueda garantizar la suficiente y máxima sustentación para el número de Reynolds establecido para 200 000 a 900 000.

Para el presente estudio se establece un perfil alar efectivo para dichos muermos de Reynolds y aplicados a modelos similares al MA01.

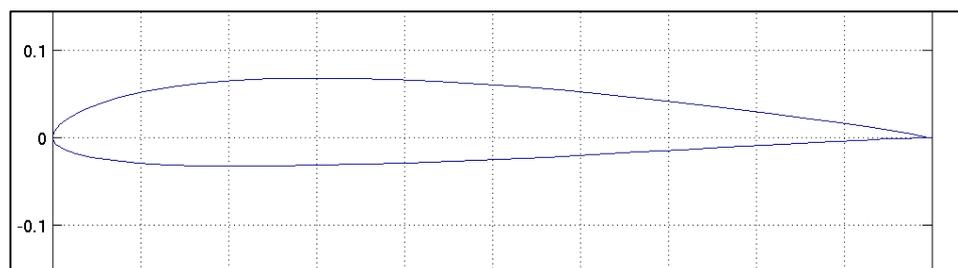


Figura 10 NACA 2410

Fuente: (Hermida, 2011)

Para lo cual sus coordenadas cifran.

Tabla 8

Coordenadas de perfil

X	Y
1.00000	0.0
0.99655	0.00050
0.98664	0.00219
0.97113	0.00512
0.95062	0.00882
0.92522	0.01284
0.89500	0.01718
0.86036	0.02188
0.82176	0.02691
0.77972	0.03218
0.73479	0.03760
0.68754	0.04304
0.63860	0.04834
0.43649	0.06457
0.38699	0.06674
0.24878	0.06724
0.20759	0.06522
0.16945	0.06206
0.13467	0.05780
0.10352	0.05249
0.07624	0.04621
0.05297	0.03907
0.03384	0.03125
0.01891	0.02298
0.00827	0.01458
0.00196	0.00637
0.00005	-0.00097
0.00345	-0.00734

0.01238	-0.01318
0.02624	-0.01834
0.04514	-0.02262
0.06903	-0.02605
0.09771	-0.02873
0.25371	-0.03229
0.30106	-0.03161
0.35077	-0.03046
0.40227	-0.02889
0.45499	-0.02696
0.56166	-0.02221
0.61442	-0.01948
0.66605	-0.01658
0.71605	-0.01363
0.76381	-0.01083
0.80869	-0.00829
0.85007	-0.00609
0.94757	-0.00160
0.96974	-0.00066
0.98622	-0.00009
0.99650	0.00004
1.00001	0.00000

Fuente: (Hermida, 2011)

3.4.1 Simulación de C_L vs Alpha.

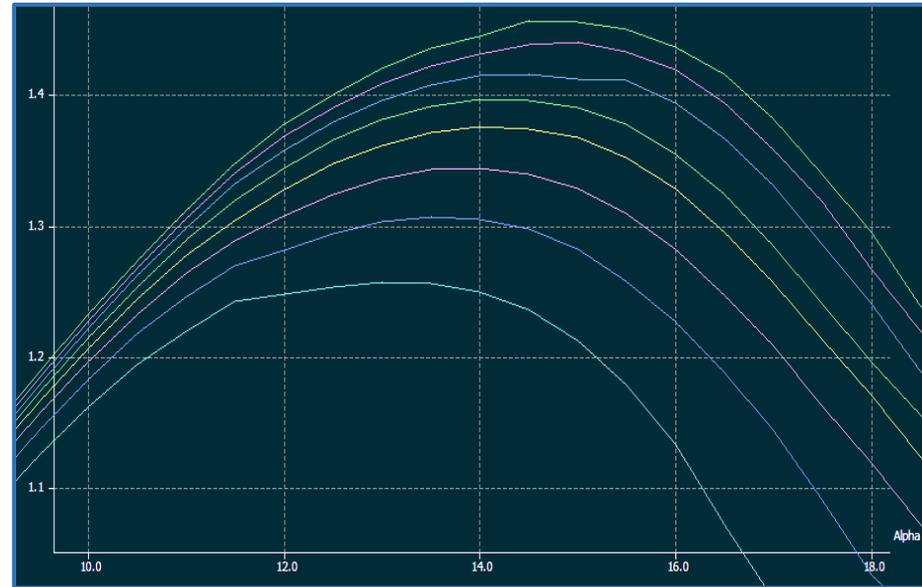
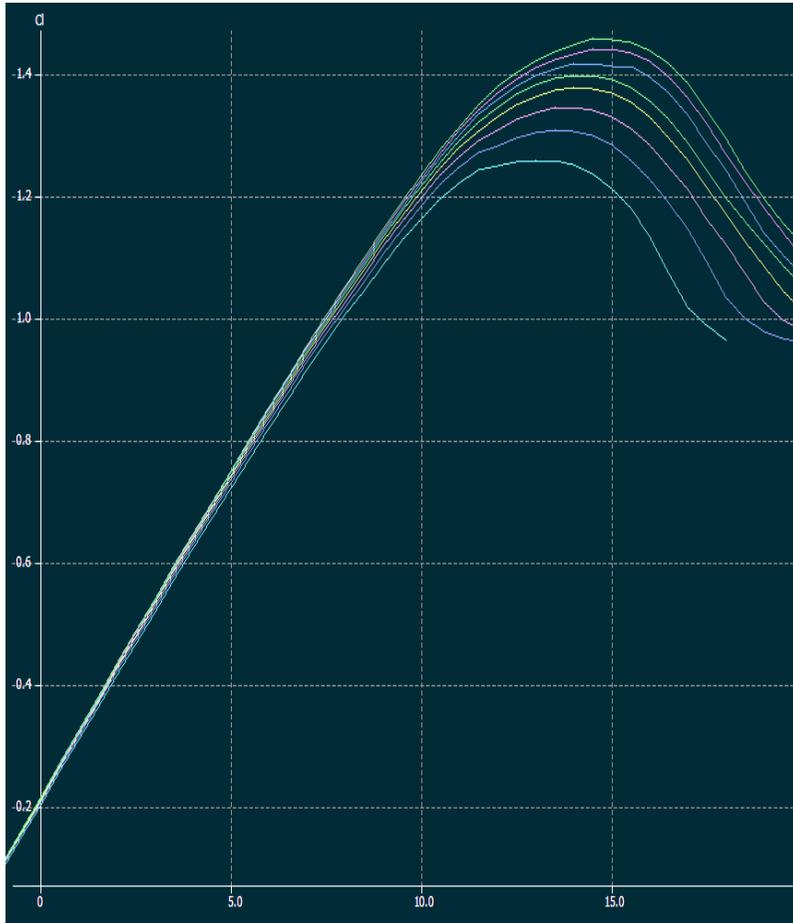


Figura 11 Curva Característica

En donde el análisis se realiza para valores de Re de 200000 a 90000 en intervalos de 100 000 para el perfil aerodinámico anteriormente señalado.

En la figura 11 la curva característica generada por el coeficiente aerodinámico del perfil y α o ángulo de ataque es el principal indicativo sobre la actitud y capacidad del vehículo, pues esta refleja cual es el límite del modelo en cuanto a elevación y descenso, en dicha gráfica se da a conocer que el máximo C_L arrojado por el perfil a 500000 Re es de 1.37 a una velocidad de 35k/h con un máximo α de 14° , estableciendo la zona crítica dentro del intervalo 13° y 15° . Además se muestra la perfecta similitud de performance para número menores de Re lo cual demuestra la eficacia del perfil incluso en velocidades menores.

Tabla 9

Resultados de C_L vs Alfa

	$Re = 500\ 000$	SD 7039
Max C_L		1.37
Max Alfa		14°

Esto indica que el NACA 2410 es una buena opción, puesto que permitió llegar a un mayor C_L con un ángulo de ataque moderado, lo cual aleja el ángulo para entrar en stall lo que proporciona una mayor sustentabilidad.

1.1.1. Simulación de C_L vs C_D

En la gráfica 12 se presenta C_L vs C_D para los distintos Reynolds la misma que sirve como indicativo de la capacidad de la sustentación sobre la resistencia, se observan una similitud en las curvas del perfil motivo por el cual el UAV mantendrá las mismas tendencias dependiendo de su velocidad, en la gráfica se observa que el C_L establecido por el perfil supera satisfactoriamente al C_D inducida creada por el mismo.

En este gráfico se puede observar de manera clara la relación entre la sustentación y la resistencia.

Ya que

$$\frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D}$$

Lo cual

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

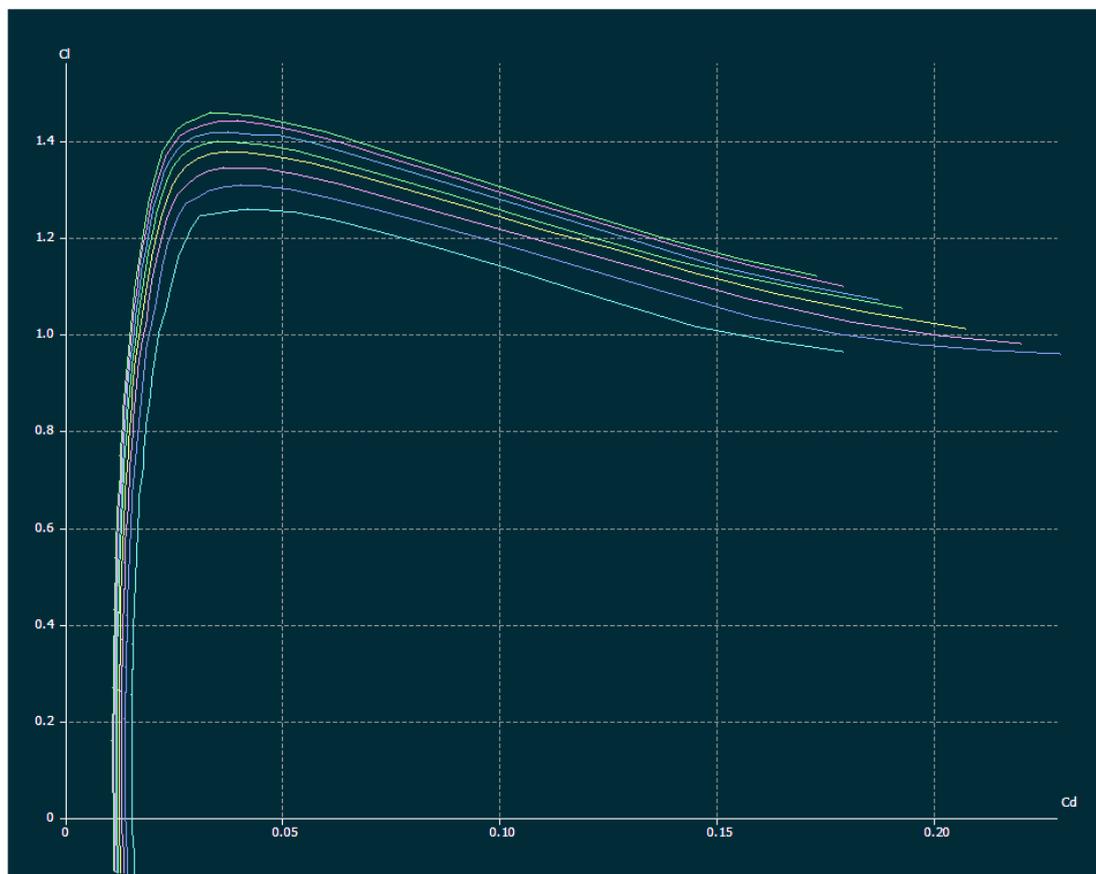


Figura 12 Cl vs Cd.

Este es uno de los aspectos más importantes de los perfiles, ya que, al tratarse de dos fuerzas aerodinámicas, influye directamente para poder concluir con la eficiencia aerodinámica del plano. Esta gráfica muestra la eficacia que el plano tiene para planear, misión indispensable en el modelo

MA01, es obvio que el deseo es obtener valores muy altos de sustentación y muy bajos de resistencia, ya que esto permitirá desplazarse con seguridad.

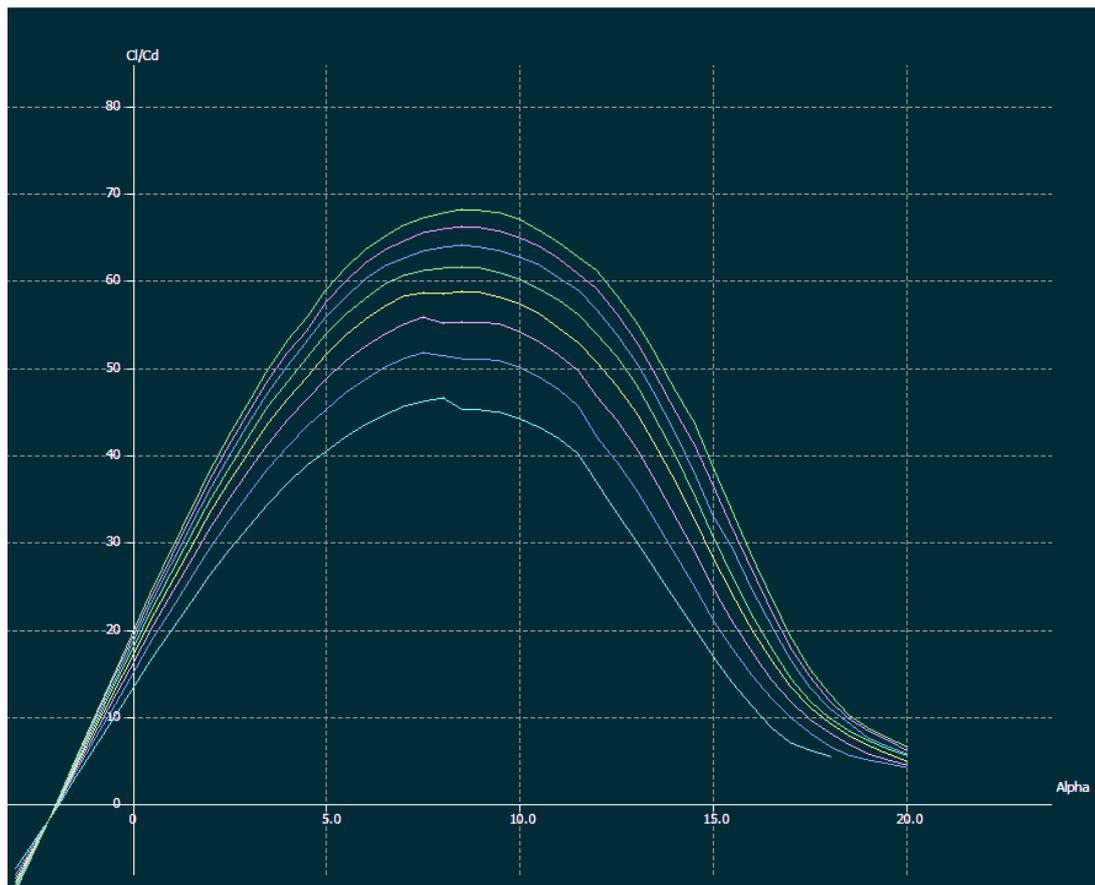


Figura 13 C_l/C_d vs Alfa.

La gráfica 13 C_l/C_d vs Alfa muestra el ángulo de ataque para el cual el valor de C_l/C_d es máximo, el cual incrementa según el número de Re y en ángulo disminuye, puesto que en el mismo facilita el desplazamiento del aire.

Esto es lo que se conoce como sección de fineza. Estudiando el punto de planeo óptimo según indica la gráfica es a un ángulo de 5° a 7° , esto se remite únicamente a la teoría, puesto que en caso de emergencia el tiempo de reacción no permite consultar a un manual de vuelo para poder establecer una actitud de vuelo, valor que dependerá del centro de gravedad del modelo y del peso.

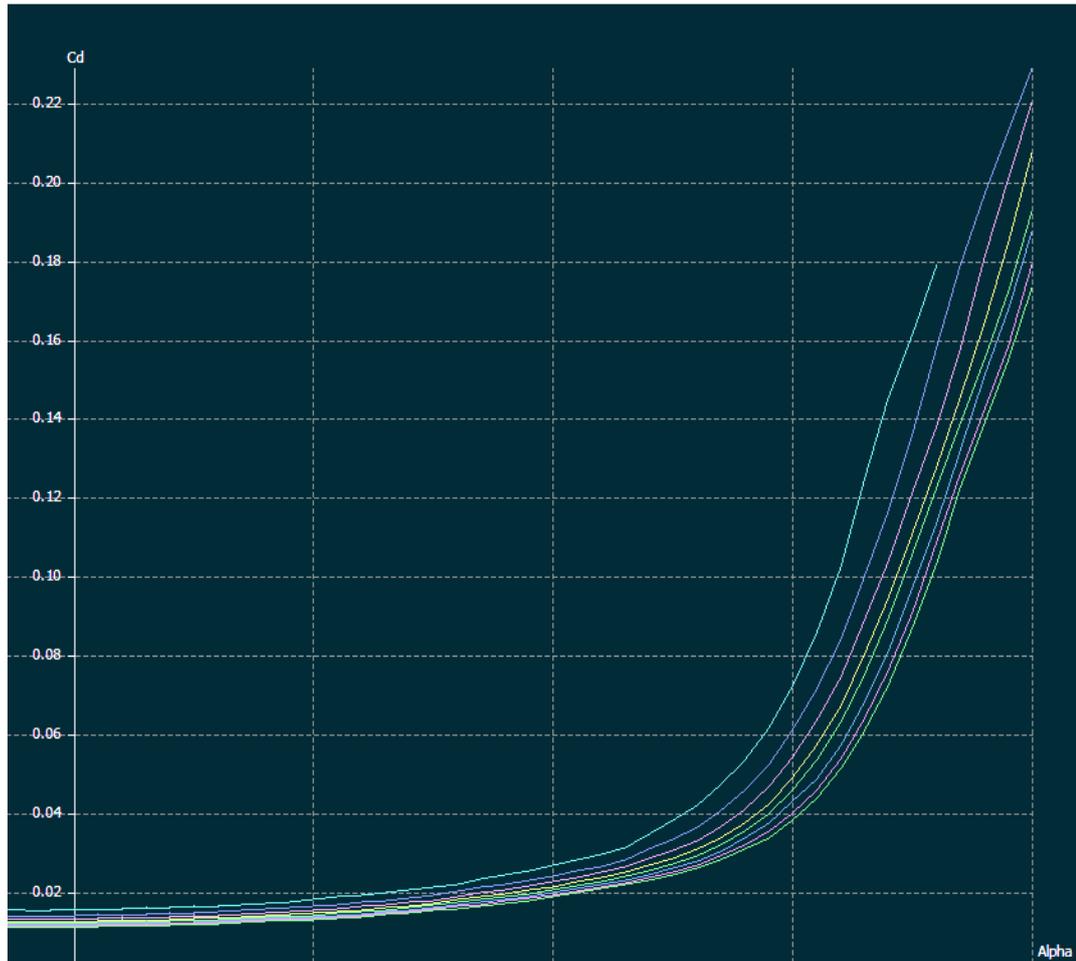


Figura 14 Cd vs Alfa.

En la gráfica 14 Cd vs Alfa se muestra claramente que a mayor ángulo de ataque el coeficiente de resistencia incrementa, esto es lógico, ya que al aumentar el ángulo de ataque, el intradós ofrece una mayor superficie de contacto con el flujo de aire. La gráfica no es importante para identificar el mínimo alfa para el cual la resistencia es mínima, para el caso se presenta a 0° lo que ayuda de manera significativa, puesto que en caso de pérdida de propulsión el planeo será beneficiado y además es el alfa al cual se desplazara el modelo en crucero.

Donde:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

Para lo cual:

$$L = 58.8 \text{ N}$$

$$\rho = 1.3 \text{ kg/m}^3$$

$$V = 12.7 \text{ m/s}^2$$

$$S = X$$

$$C_L = 1.37$$

$$\text{Constante} = \frac{1}{2}$$

Entonces

$$S = \frac{2L}{\rho \cdot V^2 \cdot C_L}$$

$$S = 0.4 \text{ m}^2$$

3.5 PLANTA DE PROPULSIÓN.

Existen muchos factores para la correcta elección de un motor que alimente la sustentación necesaria para un modelo, como lo es el tipo de ala, tipo de misión, peso del modelo, tipo de combustible, etc., pero el detalle que justifica la cilindrada de un motor, es el área del ala, puesto que será en ésta en donde se genere la sustentación. Por este motivo la elección se la realiza a través de tablas recomendadas por los fabricantes de motores rc. Debido a su alta calidad y garantía se usa motores OS Engine, de nacionalidad estadounidense con décadas de trayectoria. La siguiente tabla permitirá elegir un motor acuerdo al MA01.

Tabla 10
Motores Recomendados vs Área Alar.

c. c.	c. in.	área sq. dm	área sq. in.
0.8	.049	12 - 16	200 - 250
1.6	.10	15 - 22	250 - 350

CONTINÚA 

2.5		.15	20 - 30	300 - 450
4.0		.25	26 - 32	400 - 500
6.7		.40	32 - 45	500 - 700

Fuente: (OS Engine, 2000)

El motor recomendado a usa por la fábrica es un motor con una cilindrada igual o mayor a .40cc, debido a que los motores diseñados por la misma no existe un motor con la cilindrada remedada exacta se usara un motor de .46cc, que satisface la necesidad, ya que no es demasiado grande, ni limita su uso para contratiempos propios de la experimentación aeronáutica. Siendo así el motor presenta las siguientes características.

Tabla 11

Características del motor

Descripción	Dato
Desplazamiento	0.455 cu in (7.45 cc)
Diámetro:	0.886 in (22 mm)
Carrera:	. 0.772 in (19.6 mm)
RPM	. 2,000-17,000
Salida	. 1.63 hp @ 16,000 rpm
Peso	17.1 oz (486 g)

Fuente: (OS Engine, 2000)

3.5.1 Hélice.

Debido a la configuración del modelo (pusher) y la restricción del motor se incorporara un hélice Airscrew Master 11*7 tripala que es recordación del fabricante para dicho motor.

3.6 BOCETO DE UAV.

El modelo a desarrollar será uno de tipo canard, puesto que una de las metas es buscar inquietar en investigación para despertar las ansias de desarrollo aeronáutico.

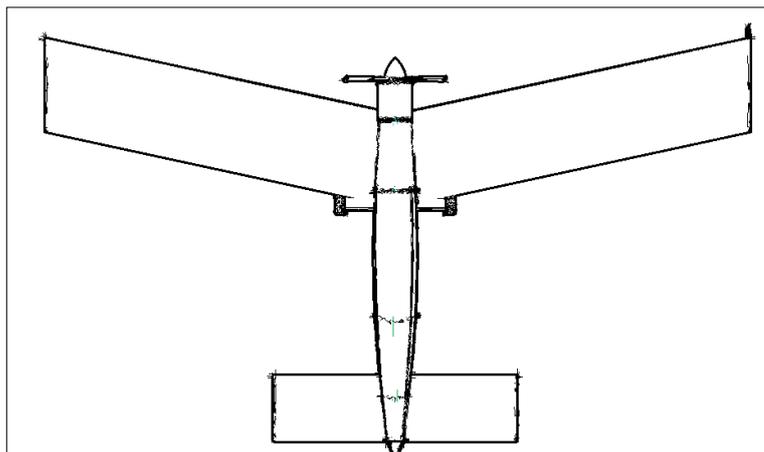


Figura 15 Boceto 01

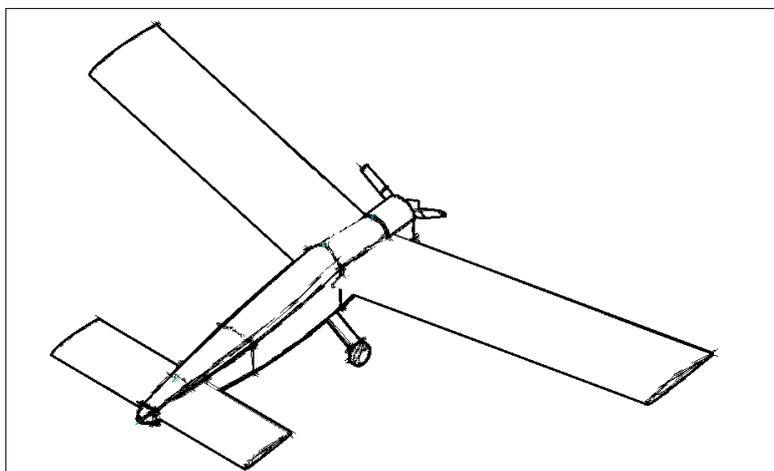


Figura 16 Boceto 02

3.7 ESTUDIO DE PESO Y BALANCE.

El estudio del peso y balance del modelo, se diferencia del comúnmente enseñado en las aulas, puesto que el método dado para nivelar y distribuir el peso de una aeronave, es para el peso cargo, mas no para el peso vacío, o

peso vacío más combustible. Es por ello que para la distribución del peso y posterior balance se deberá estudiar de manera clara la ubicación de la superficie sustentadora con los respectivos equipos montados. Debido a los diversos equipos y elementos físicamente minúsculos y de aparente peso nulo se ha debido agrupar ciertos elementos para su precisa medida. Tomando en cuenta que uno de los retos más importante para un buen desempeño aerodinámico es una correcta estabilización el trabajo empleado se ha plantado de la siguiente manera. Para una aeronave sea estable en el pitch, su CG debe ser hacia delante del Punto Neutro por un factor de seguridad llamado el margen estático, que es un porcentaje de la MAC (aerodinámico medio de acordes) margen estático debe estar entre 5% y 15% para una buena estabilidad. Debido a que los modelos canard no se rigen al mismo patrón de cálculo de CG que un avión de configuración convencional, por su condición física es necesario un nuevo cálculo para determinar el punto exacto del CG, siendo así:

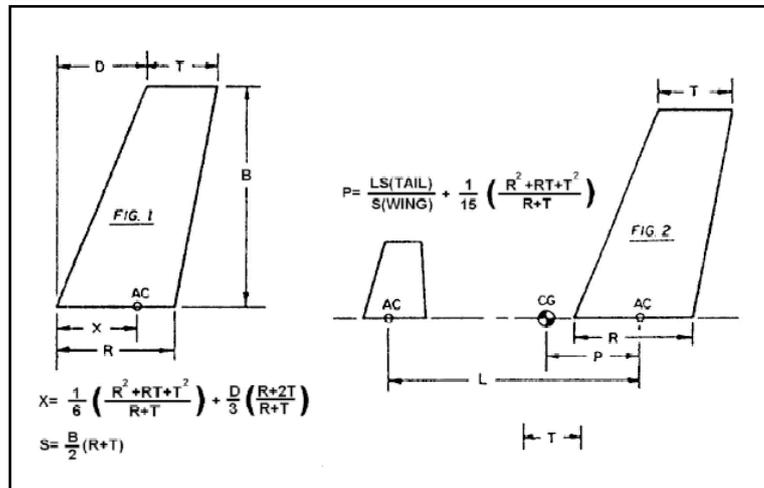


Figura 17 Cálculo del CG en Modelos Canard

Fuente: (Anderson, 1983)

A continuación se realizarán los cálculos para determinar el punto específico de CG siguiendo la formula anteriormente planteada.

$$X1 = \left(\frac{1}{6} \left(\frac{16^2 * (16 * 16) * 16^2}{16 + 16} \right) \right) + \left(\frac{0}{3} \left(\frac{16 + 2(16)}{16 + 16} \right) \right)$$

$$X1 = \frac{1}{6} \left(\frac{768}{32} \right)$$

$$X1 = 4$$

$$X2 = \left(\frac{1}{6} \left(\frac{23^2 * (23 * 23) * 23^2}{23 + 23} \right) \right) + \left(\frac{18}{3} \left(\frac{23 + 2(23)}{23 + 23} \right) \right)$$

$$X2 = \left(\frac{1}{6} \left(\frac{1587}{46} \right) \right) + \left(\frac{18}{3} \left(\frac{69}{46} \right) \right)$$

$$X2 = \left(\frac{1587}{276} \right) + \left(\frac{414}{46} \right)$$

$$X2 = \left(\frac{4071}{276} \right)$$

$$X2 = 14.75$$

$$S1 = \left(\frac{30}{2} (16 + 16) \right)$$

$$S1 = (15(32))$$

$$S1 = 480$$

$$S2 = \left(\frac{86}{2} (23 + 23) \right)$$

$$S2 = (43(46))$$

$$S2 = 1978$$

$$P = \left(\frac{67.88 * 480}{1978} \right) + \left(\frac{1}{15} \left(\frac{23^2 * (23 * 23) * 23^2}{23 + 23} \right) \right)$$

$$P = \left(\frac{32582.4}{1978} \right) + \left(\frac{1}{15} \left(\frac{1587}{46} \right) \right)$$

$$P = (16.47) + (2.3)$$

$$P = 18.77$$

Ver lámina en anexo F.

La ubicación de cada uno de los elementos se ha trabajado de tal manera que se respeten los porcentajes de los límites del centro de gravedad, dado así y definiendo el CG a 4.44 del borde de ataque del ala. El estudio se lo ha

realizado con diferentes escenarios de capacidad de combustible, para establecer los comportamientos del modelo en las inevitables circunstancias del vuelo de las cuales se ha presenciado dos escenarios.

Cuando exista la capacidad de 0% de combustible el CG retrasara al límite delantero de 0.02m por 0.004m es decir el centro de gravedad se encontrara a 0.144m del CG after lo cual arriesgaría seriamente la actitud de vuelo del modelo, puesto que esto presentaría un equipo con empenaje pesado actuando directamente en la estabilidad de vuelo. Pero debido a que el modelo jamás podrá arriesgarse a quedar sin abasto de combustible en vuelo, la diferencia de límite delantero del CG y el exceso es despreciable.

Cuando exista la capacidad de 100% de combustible el CG adelantara al límite posterior de 0.02m por 0.003m es decir que el centro de gravedad se encontrara a 0.133m forward lo cual no afecta al balance del modelo de manera leve, debido a su configuración alar, pero sobre todo se considera un exceso despreciable puesto que el tanque de combustible permita que el CG entre rápidamente en los límites debido al propio consume del motor. Además el modelo ha sido dividido en secciones.

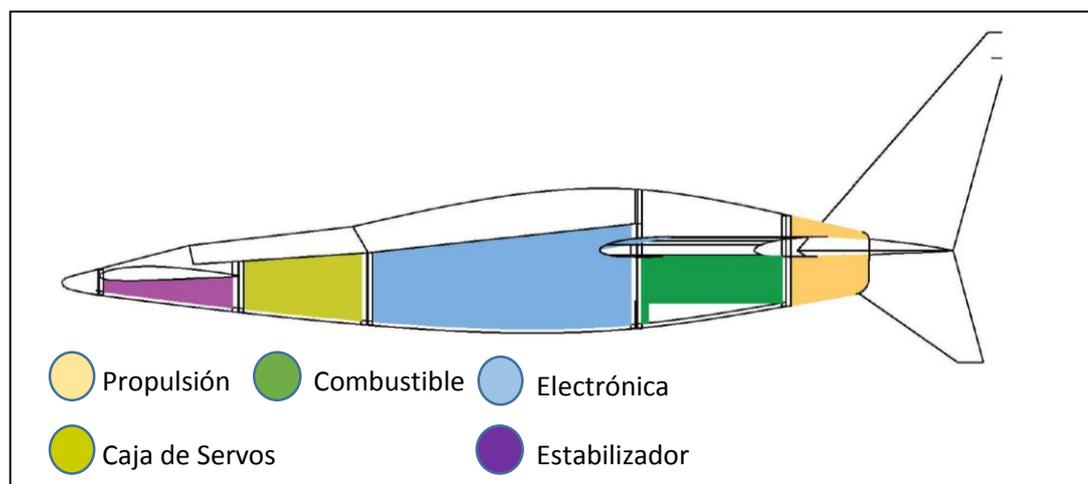


Figura 18 División de Secciones

Lo cual permite aumentar la capacidad electrónica en dicha sección sin afectar significativa el CG, puesto que esta sección ha sido configurada

directamente cerca del mismo. Por el estudio presente se considera que el MA 01 UAV cumple con las expectativas de estabilidad longitudinal y transversal, ya que en este ha sido configurada simétricamente.

3.8 CONSTRUCCIÓN DE PLANOS.

Los planos se realizaron respetando cada una de las ubicaciones de los componentes, la configuración alar deseada, observando las curvas que faciliten al correcto flujo aerodinámico y adecuada forma estructural.

Ver Anexo E

3.9 DISEÑO.

El UAV MA01 ha sido modelado en 3D a partir de los planos construidos anteriormente, uno de los principales beneficios de construir un modelos 3D, es poder observar el modelo gráficamente lo más exacto posible a cómo será en su etapa final. Los planos han sido construidos estimando el tamaño y ubicación del todos los equipos electrónicos y mecánicos, mejorando el rendimiento del mismo y además como norma de seguridad. Ver Anexo C.

El modelo MA01 canard es un prototipo, dichos modelos eliminan la necesidad de un rudder, pero sigue existiendo la necesidad de buscar una manera de generar estabilidad sobre el eje vertical, par dicho objetivo se establecen grandes superficies de winglets mixtos con estabilizadores.

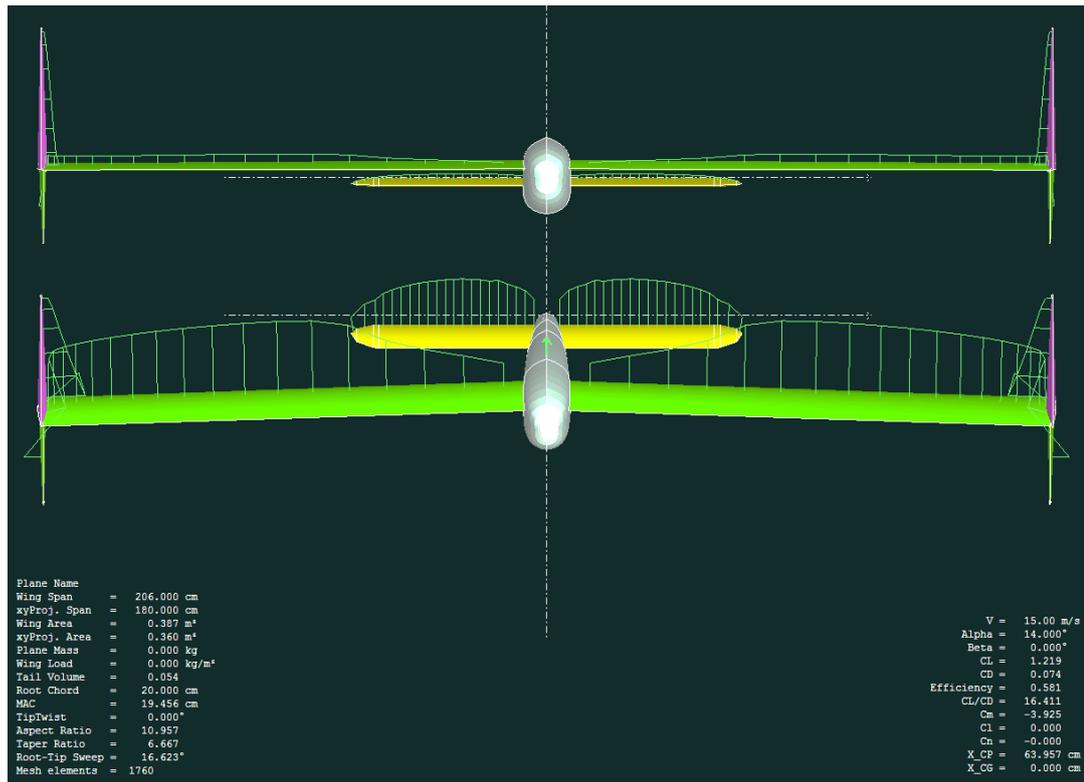


Figura 19 Distribución de Sustentación

En la figura 19 la distribución de la sustentación se efectúa en el eje vertical del plano alar. Como las circunstancias son diferentes en cada sección de ala esta se refleja en un comportamiento diferente de la sustentación a lo largo de la superficie. En la gráfica se observa dos análisis la superior realizada a 0° alfa y la inferior a 14° alfa bajo el mismo análisis “Distribución de sustentación”.

En la sección de raíz de ala se nota una clara disminución de sustentación debido a flujo que emana la parte inferior del fuselaje. Efecto similar se produce en la punta de ala pero en esta sección el efecto es producido por la terminación del ala y el contacto con el viento relativo y por la generación de vórtices debido a la forma de la punta de ala.

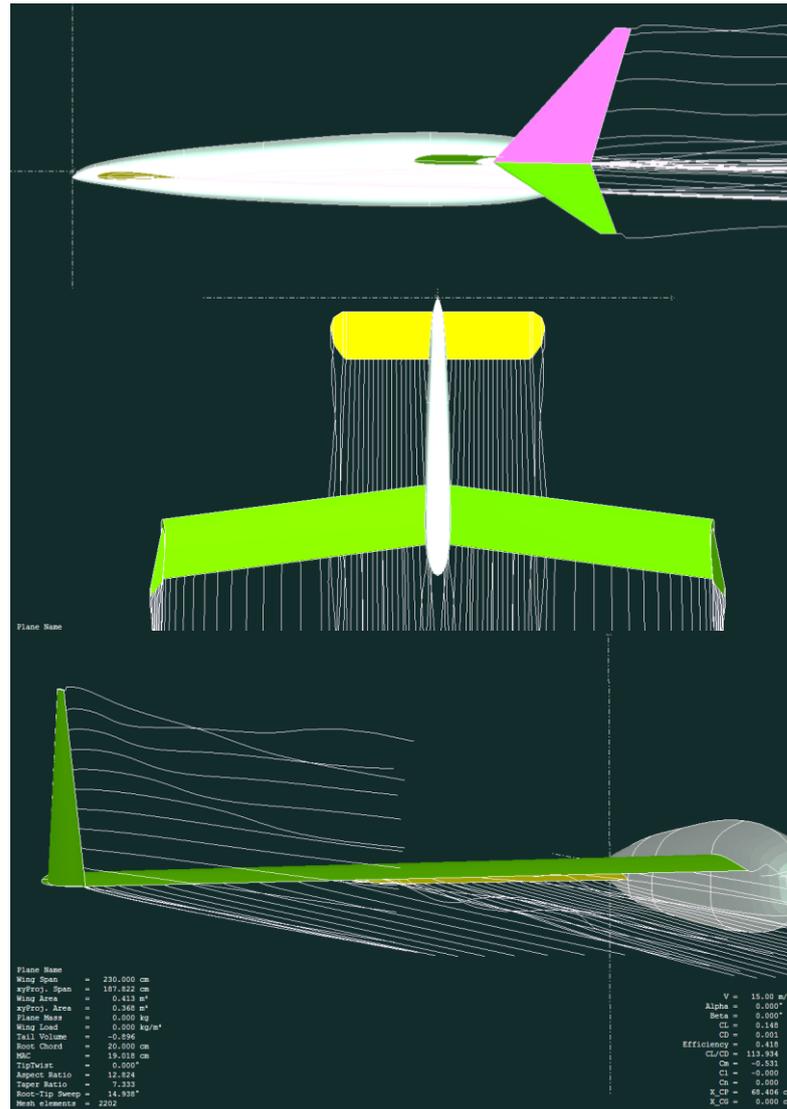


Figura 20 Comportamiento stream.

Con respecto al comportamiento del stream se observa el efecto desde ángulos de vista diferentes en la figura 20. La generación de vórtices ha sido una complicación para la aeronáutica desde sus inicios, pues se presente tanto a bajas como a altas velocidades, y el efecto causado por esto es la disminución de estabilidad en el fuselaje y empenaje, y la disminución de sustentación en la superficie alar. Existen formas de disminuir este fenómeno producido principalmente en la raíz y punta de ala debido al viento que interactúa con los extremos alares, pues una de las soluciones es teóricamente crear una superficie espectral infinita (envergadura infinita) siendo realista, la aviación se ha conformado con los denominados winglets

(superficies verticales en las puntas de ala) que reducen el efecto de los vórtices, pero no los elimina. Los efectos de los torbellinos se reflejan además en la fatiga estructural que sufre el avión por la turbulencia producida por los mismo.

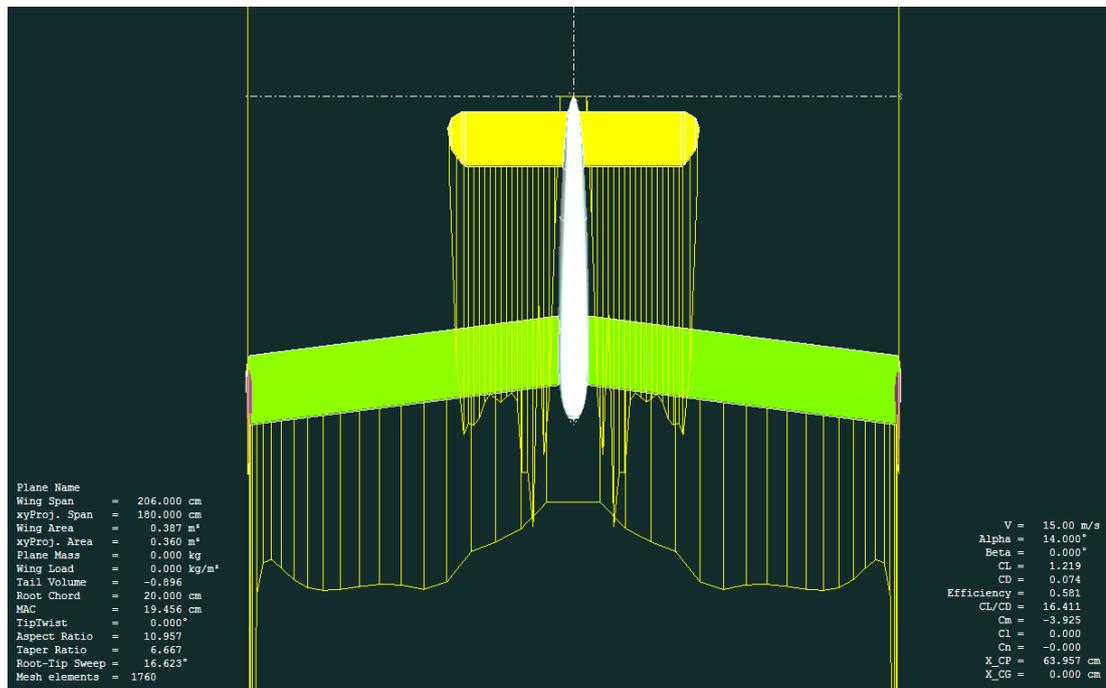


Figura 21 - Resistencia Inducida.

La resistencia es función de la sustentación como se grafica en la figura 21 y de ahí que sea directamente proporcional al ángulo de ataque, mayor sustentación implica mayor resistencia inducida. Esta es la resistencia producida como resultado de la producción de sustentación. Altos ángulos de ataque, que producen más sustentación, producen alta resistencia inducida. Es en otras palabras la resistencia por el peso se puede decir en cierto modo que romper la inercia es parte de esto. La resistencia inducida es una de las fuerzas aerodinámicas opuestas a la sustentación, que a la vez está directamente relacionada a ella.

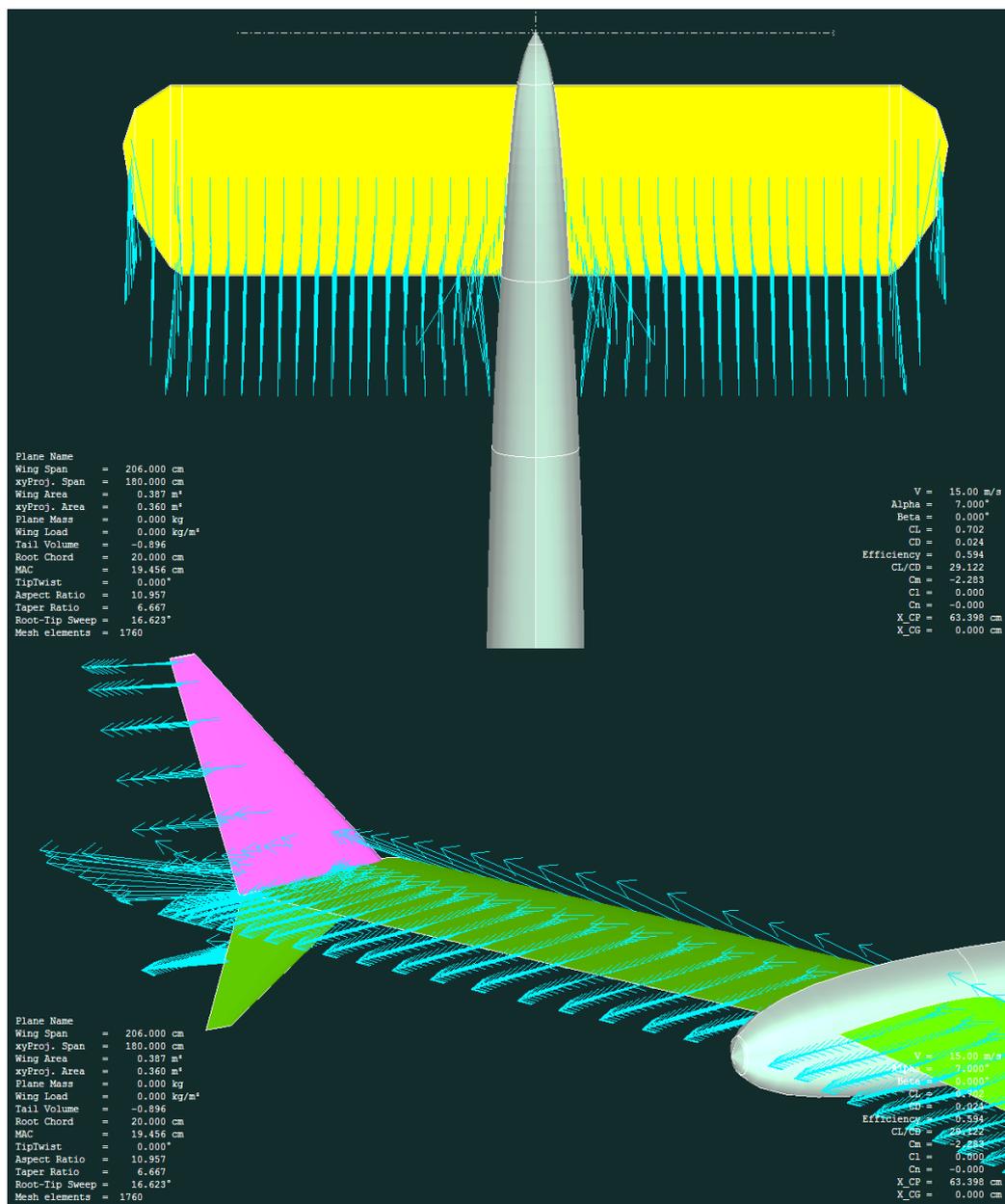


Figura 22 - Flujo – Adherencia.

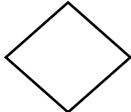
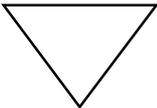
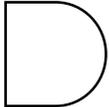
En la figura 22 se puede observar el comportamiento predecible del viento al pasar sobre las superficies. El desplazamiento del flujo es de suma importancia para verificar la suavidad del modelo, y la no intervención de las superficies más próximas al motor con las superficies estabilizadoras. En caso de existir alguna anomalía aerodinámica de flujo se vería reflejada en la simulación. La figura indica que cuando el ángulo de ataque es mayor, un aumento en el flujo del empenaje debido a la turbulencia emitirá hacia el ala, pero normal en el despegue.

3.10 PROCESO DE CONSTRUCCIÓN.

Dentro del proceso de construcción se realizó de la misma de manera que se coordine los diferentes ensambles con el fin de poder tener mayor cuidado en la parte final y mayor rapidez en la parte inicial, puesto que el fuselaje será construido primero y al mismo se unirán los siguientes componentes.

Tabla 12

Simbología de Diagrama de Procesos.

No	Símbolo	Descripción
1		Operación
2		Operación que conecta con otro proceso
3		Decisión
4		Traslado o Derivación
5		Almacenamiento
6		Control o Inspección
7		Demora

Fuente: (Orozco, 2006)

3.10.1 Fuselaje.

El fuselaje será construido primeramente, puesto que el mismo servirá como unión para los demás componentes que se adherirán a él.

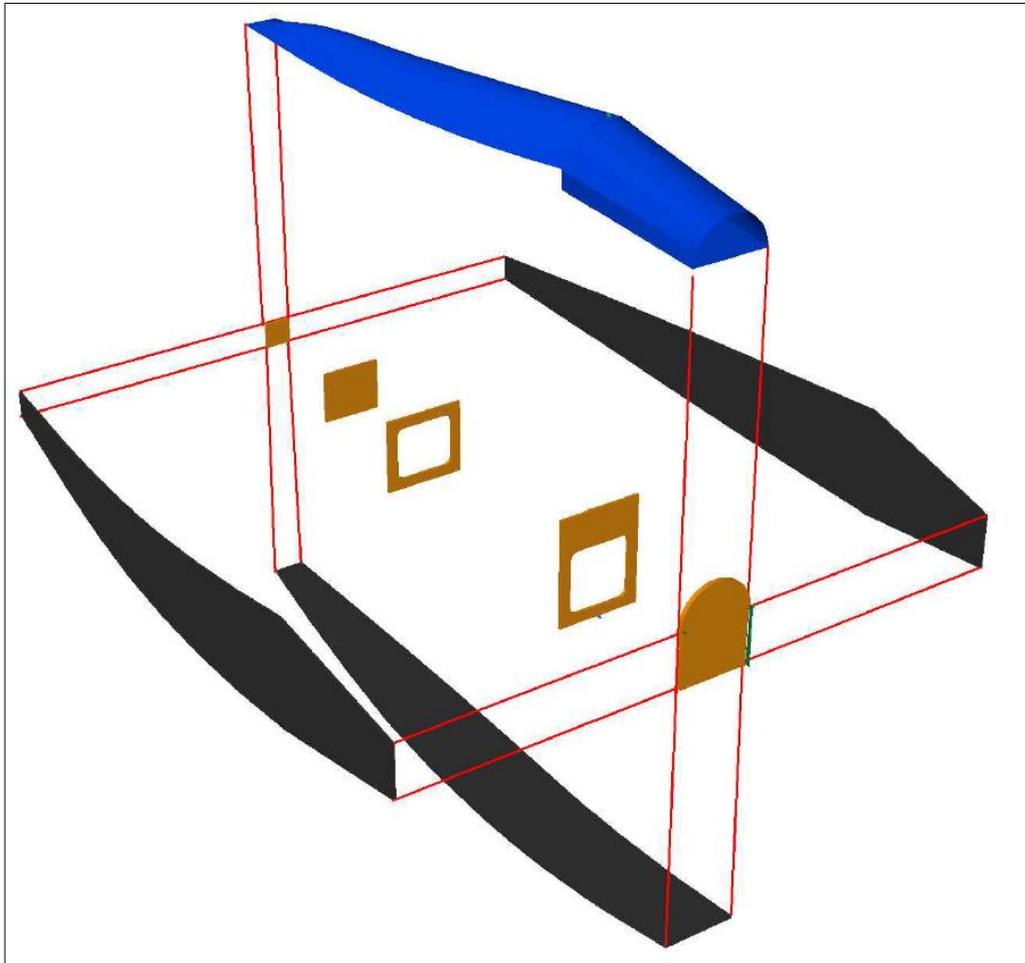
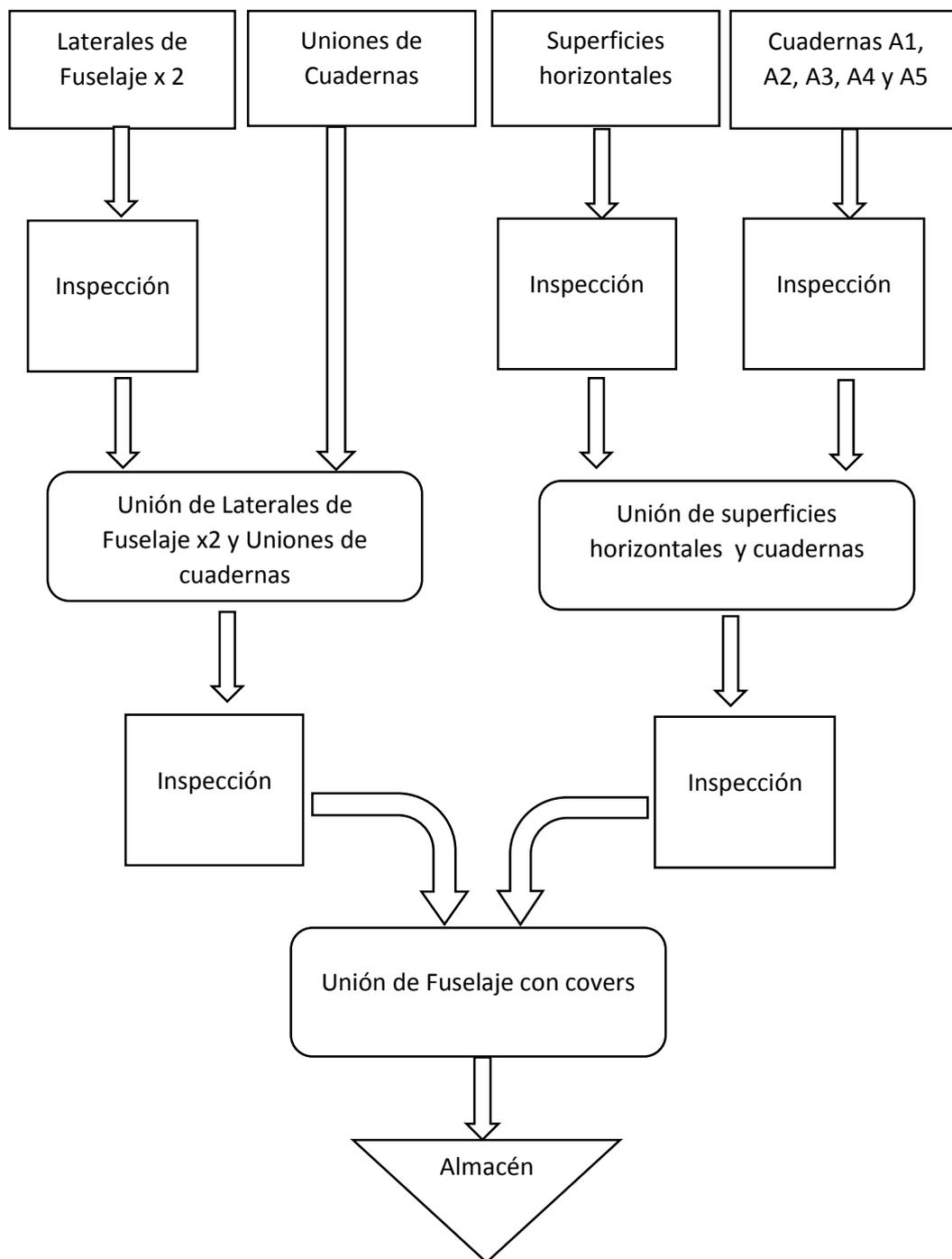


Figura 23 - Ensamble Fuselaje

Al ser el UAV MA01 un prototipo se lo construyó de contrachapado, en la cual se tiene experiencia construyendo varios aeromodelos anteriores.

Cuadro 4**Cuadro de Proceso de Construcción de Fuselaje**

3.10.2 Ala.

De la misma manera que en un avión tripulado, las alas de un vehículo aéreo no tripulado están constituidas de bordes de ataque y fuga, Costillas, Largueros, pero se agregan partes propias de aviones a una escala menor ya que el tamaño de los mecanismos mecánicos normales no permite lograr el efecto con los mismo dispositivos como remaches pernos o tornillos. Es por ello que para garantizar la seguridad de construcción se aplican mecanismos como sujetadores de costillas y aseguradores de largueros.

El modelo de ala elegido proporciona únicamente de alerones como unidades de control de vuelo y ninguna unidad superficie hipersustentadora.

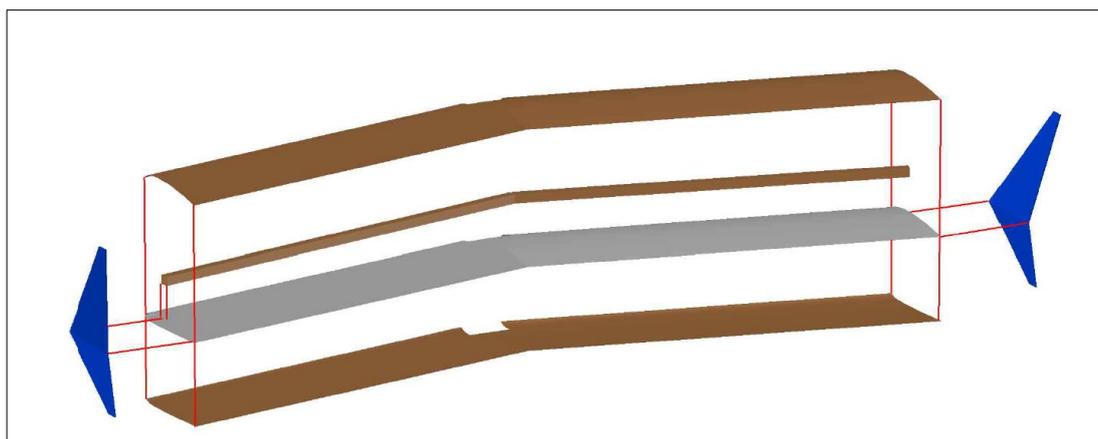
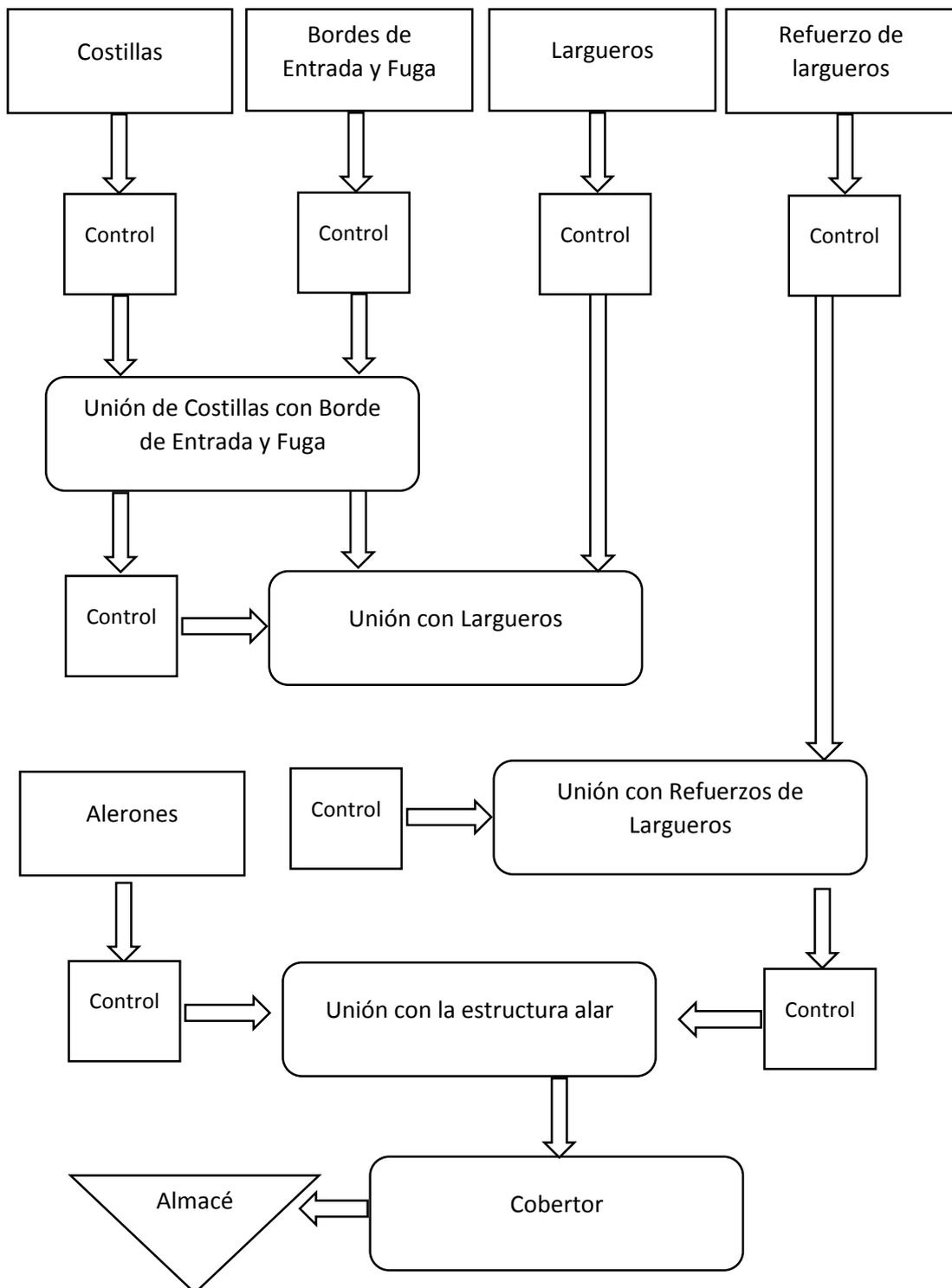


Figura 24 - Ensamble Ala

Cuadro 5

Cuadro de Proceso de Construcción de Ala



3.10.3 Tren de Aterrizaje.

En modelos de gran envergadura el tren de aterrizaje dispone de un sistema de retracción, a razón de disminuir la resistencia, pero además dispone de demás elementos que adhieren peso al equipo, motivo por el cual en aeronaves pequeñas es preferible no tener sistemas de retracción ya que el peso afecta de mayor manera que la resistencia. El tren de aterrizaje se lo construirá de forma fija lo cual permitirá un fácil y ágil desmontaje y montaje en caso que exista la necesidad de almacenarlo.

El mismo será construido un perfil de fibra de carbono puesto que este recibirá altos índices de impacto al ser la unidad principal que recepta el contacto del aterrizaje.

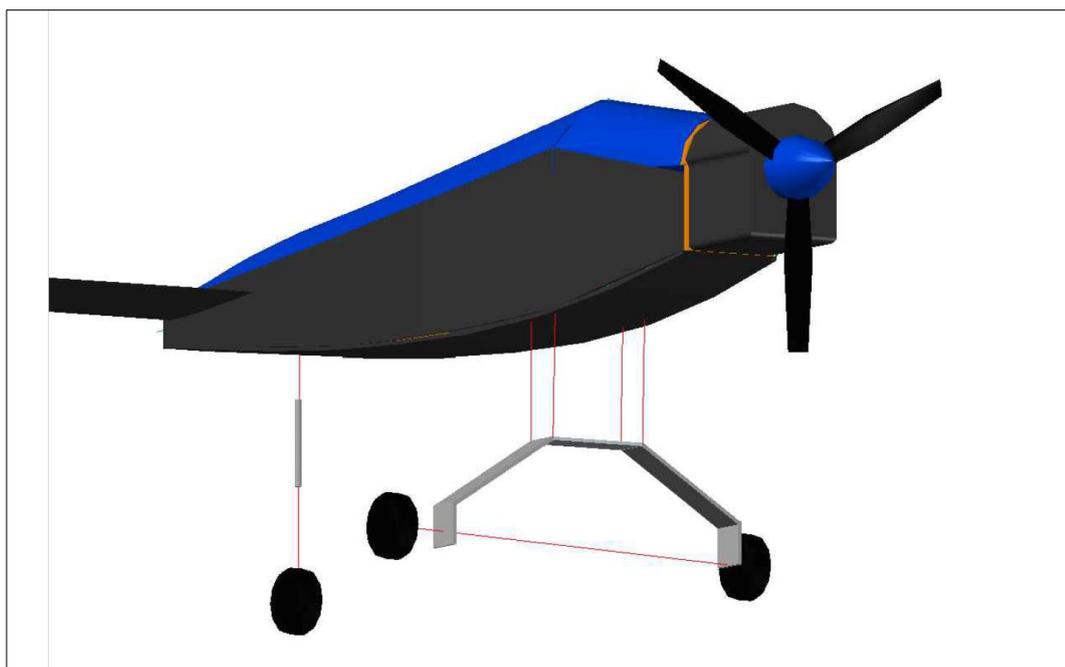


Figura 25 - Tren de Aterrizaje Principal

3.10.4 Ensamble UAV.

El hecho de construir y ensamblar representa solo la parte estructural del UAV MA01, además es indispensable la incorporación de un soporte de tren, un cobertor y sujetador de ala, sistema motopropulsor, además de servomotores a las superficies de control y de carburación del motor. Es por esta razón que después de construir las partes estructurales se procederá a incorporar los demás elementos.

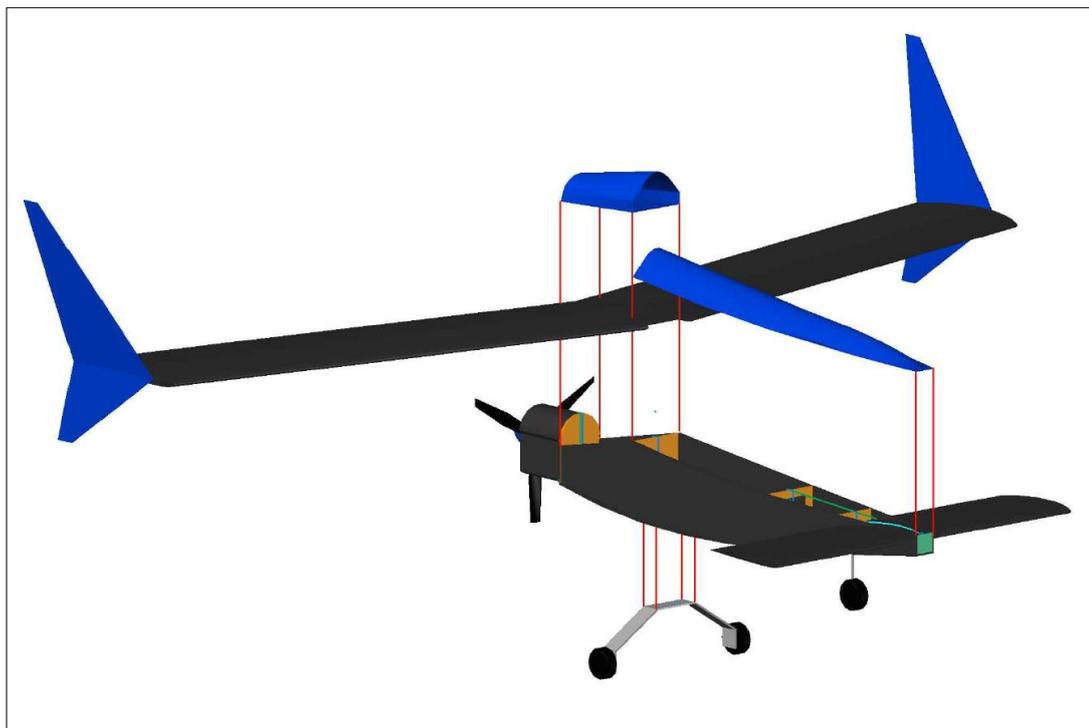


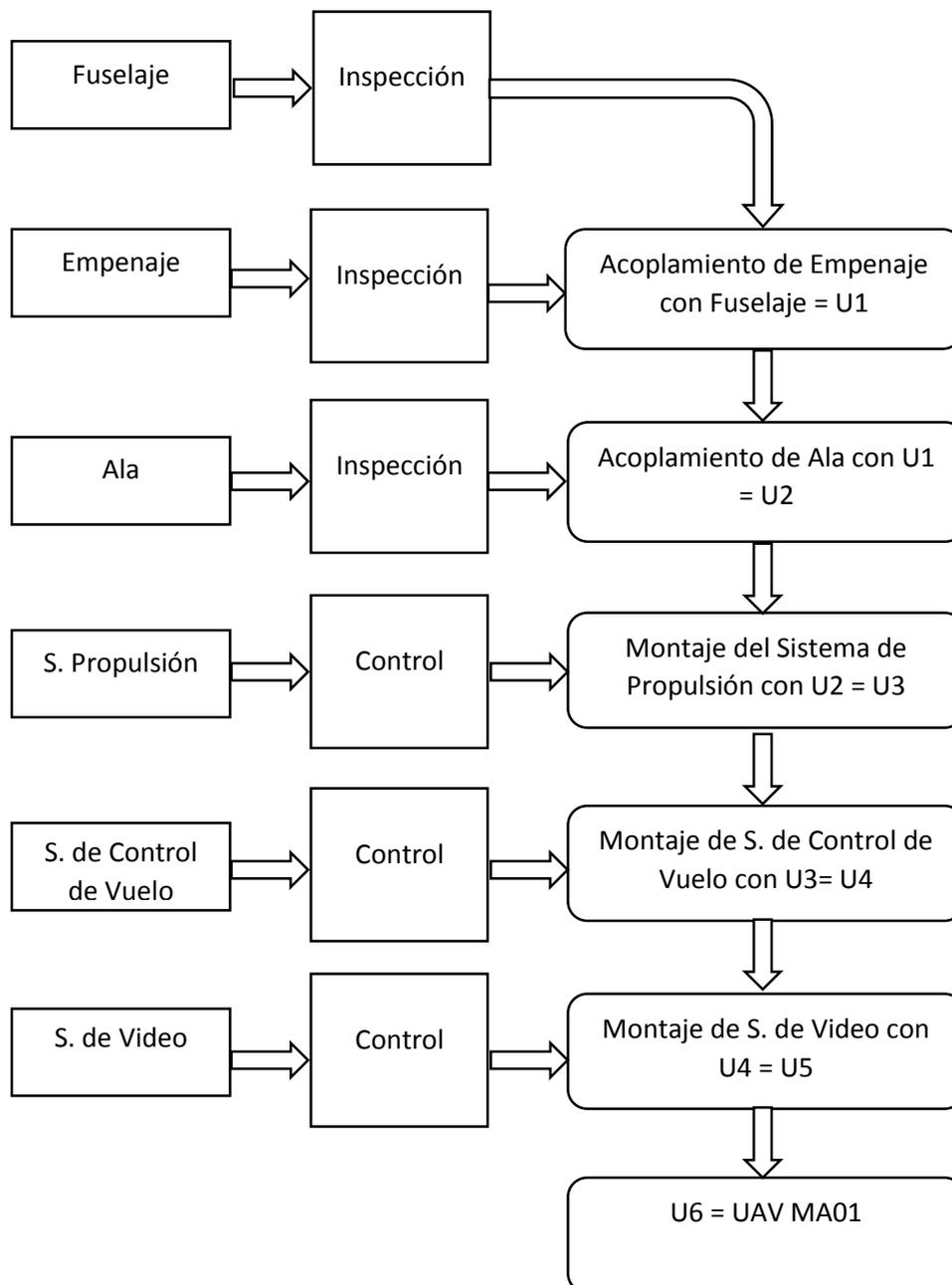
Figura 26 - Ensamble UAV

3.11 CONSTRUCCIÓN FÍSICA DEL VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADO.

3.11.1 Diagrama de proceso:

Cuadro 6

Diagrama de proceso de ensamble del MA01



3.12 ELABORACIÓN DE INSTRUCTIVO DE OPERACIÓN Y MANTENIMIENTO.

Los instructivos han sido elaborados con el objetivo de instruir al operador de la forma correcta de operación y mantenimiento del equipo.

Ver Anexo G

3.13 RESULTADO DE PRUEBAS TÉCNICAS.

Para la siguiente se establece la tabla con sus respectivos datos, resultados y decisiones a tomar.

UAV MA01 – PRUEBAS		
N° de Prueba: 01	Fecha: 22/Feb/2015	Hora: 07.10
Condición Ambiental: Parcialmente Nublado		
Lugar de Prueba: Pista de la hacienda de Tilipulo		
Piloto: Marcelo Torres	Ground Station: Juan Carlos Vidal	
Nivel de Combustible al iniciar la prueba: 100%		
Nivel de Combustible al iniciar vuelo: 95%		
Nivel de la batería de abordo al iniciar la prueba: Perfect.		
Nivel de la batería de la emisora al iniciar la prueba: 5V.		
Objetivo de la Prueba:		
<ul style="list-style-type: none"> • Analizar el carreteo • Verificar la disponibilidad del sistema de video. 		
Resultados de Prueba :		
<p>Carreteo - El carreteo se desarrolló perfectamente, y las superficies de control están reaccionando a los mandos de los sticks.</p> <p>Disponibilidad del sistema de video.- El sistema de video pequeñas interferencias con el avión arrancado y estático.</p>		
Toma de Decisiones:		
<ul style="list-style-type: none"> • Esperar prueba de vuelo para analizar el comportamiento del video. 		
Número de vuelos: 00		

UAV MA01 - PRUEBAS		
N° de Prueba: 02	Fecha: 22/Feb/2015	Hora: 07.25
Condición Ambiental: Parcialmente Nublado		
Lugar de Prueba: Pista de la hacienda de Tilipulo		
Piloto: Marcelo Torres	Ground Station: Juan Carlos Vidal	
Nivel de Combustible al iniciar la prueba: 100%		
Nivel de Combustible al iniciar vuelo: 95%		
Nivel de la batería de abordo al iniciar la prueba: Perfect.		
Nivel de la batería de la emisora al iniciar la prueba: 5V.		
Objetivo de la Prueba:		
<ul style="list-style-type: none"> • Vuelo • Aterrizaje 		
Resultados de Prueba :		
<p>Vuelo- El vuelo se desarrolló con toda normalidad, después de realizar los respectivos trims digitales en el UAV, este se comportó de manera esperada.</p> <p>Aterrizaje- El aterrizaje supero satisfactoriamente, resistiendo la fuerza de aterrizaje.</p> <p>EL sistema de video presenta interferencias en la transmisión.</p>		
Toma de Decisiones:		
<ul style="list-style-type: none"> • Realizar trabajos para mejorar la transmisión de video. 		
Número de vuelos: 01		

3.14 GASTOS DEL PROYECTO.

En este estudio se determinara el costo total de la "CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO" en todo el transcurso del desarrollo del proyecto.

3.14.1 Presupuesto

Al inicio del presente proyecto se realizó una investigación de proformas y cotizaciones y se llegó a la conclusión que para la "CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO" tenía un gasto total de 900 USD.

3.14.2 Análisis Económico.

En los gastos de la "CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO" se tomó en cuenta cuatro factores económicos: los cuales son:

- Materiales
- Maquinarias y Herramientas
- Otros Gastos

3.14.3 Materiales.

Este rubro económico contiene toda la materia prima necesaria y utilizada para el desarrollo del proyecto.

Tabla 13

Gastos de Materiales

<i>Detalle</i>	<i>QTY</i>	<i>C. Uni.</i>	<i>Total</i>
<i>Motor Os Engine .45</i>	1	150	150
<i>FlySky/ FS-CT6B - R6B</i>	1	150	150
<i>Servos Futaba 3040</i>	4	25	100
<i>Control Horns</i>	4	3	12
<i>Links</i>	4	2	8
<i>Bancada de Motor</i>	1	7	7
<i>Hélice 11/7</i>	2	11	22
<i>Tren de aterrizaje principal</i>	1	15	15

CONTINÚA



<i>Tren Auxiliar</i>	1	10	10
<i>Ruedas</i>	3	5	15
<i>Sistema de video FPV</i>	1	230	230
<i>Madera Triplex</i>	1	10	10
<i>Madera Balsa</i>	1	100	100
<i>Vinil</i>	3	4	12
<i>Software de Recepción de video</i>	1	20	20
<i>Pegamento Rápido</i>	2	7	14
<i>Líneas de combustible</i>	1	10	10
<i>Combustible</i>	1	32	32
<i>Ferretería</i>	1	20	20
TOTAL			937

3.14.4 Maquinarias y Herramientas

En la construcción y diseño del proyecto se utilizaron maquinaria, herramientas y software, que representaron costos en cuanto adquisición y consumo de energía.

Tabla 14

Costos Maquinarias y Herramientas

DETALLE	GASTO
<i>Taladro - Lijadora - Cierra eléctrica - Caladora</i>	10
<i>Software XFRL5</i>	5
<i>Internet</i>	44
<i>Tarjeta DVR</i>	20
Total	79

3.14.5 Otros Gastos

Este punto económico hace referencia a los gastos generados por expediente del proyecto e investigación.

Tabla 15

Costos Otros Gastos

DETALLE	GASTO
<i>Impresiones</i>	30
<i>Internet</i>	44
<i>Empastados</i>	20
Total	94

3.14.6 Total de gastos

Tabla 16

Total de gastos

DETALLE	GASTO
<i>Gasto de Materiales</i>	937
<i>Maquinaria y Herramientas</i>	79
<i>Otros</i>	94
Total	1110

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

Al finalizar el presente trabajo de titulación, con base en el estudio aerodinámico de una superficie alar para la creación del UAV MA01 se puede decir que cada uno de los pasos a seguir se dio de la forma más acertada posible dando como resultado las siguientes conclusiones:

Para poder realizar un estudio aerodinámico fue esencial el análisis de la configuración aerodinámica de modelos ya desarrollados por otras entidades, el mismo que ha brindado de datos de geometría y de configuraciones que han facilitado el estudio de comportamiento del UAV MA01, dando un mayor grado de confianza al mismo.

Los parámetros iniciales fueron de alta contribución puesto que estos delimitaban el equipo a desarrollarse dando una idea clara de lo que se pretendía estudiar, una de las cuales fue desarrollar un UAV capaz de realizar tareas de reconocimiento de corto alcance, motivo por el cual se escogió la configuración de ala flechada. El mismo que se ve plasmado de manera despejada en su forma de ala media generando una gran cantidad de sustentación y estabilidad.

El estudio aerodinámico fue realizado con un software XFLR5 de alta calidad y confiabilidad que representa claramente la simulación de túneles de viento, dispositivos que son escasos o nulos en la región limitando así el desarrollo, motivo por el cual la ayuda computacional fue de gran soporte. El estudio se definió analizando una previa necesidad y equipos de abordo, partiendo de un límite de peso para el cual fue diseñado y dejando un margen de factor de seguridad de 2, lo que garantiza el vuelo estable pero además se realizó un análisis de peso y balance obligatorio para toda aeronave

estableciendo así la seguridad y fidelidad de operación como máximos estándares a desenvolverse en torno al proyecto.

La construcción física fue en base a materiales conocidos y trabajados previamente por motivos de costos, que garantizan la performance de la aeronave, considerando que el UAV MA01 es aún un prototipo se adaptan perfectamente a la función a ejecutar. Cada uno de los ítems para realizar una reproducción confiable del modelo están especificado en el desarrollo del tema de manera clara y exacta además se dispone de planos creados desde cero a partir de los estudios realizados.

4.2 RECOMENDACIONES

Al culminar el presente proyecto de investigación para la creación de un vehículo aéreo no tripulado se ha debido cursar por territorios que requieren de responsabilidad, concentración y compromiso de la causa, considero que la mejora continua y la autoevaluación son la herramienta necesaria para acercarse a la excelencia, dicho sea el caso, presento a continuación las siguiente recomendaciones para mencionado fundamento.

Para futuros proyectos o para modificaciones del presente será muy conveniente un compromiso interinstitucional con empresas especializadas en el tema para un posible intercambio de conocimientos, para una oportuna adquisición de datos técnicos sobre equipos ya certificados, puesto que los mismos fueron requeridos personalmente, pero fueron negados, lógicamente por estándares de seguridad y confidencialidad internos, es por ello que se recomienda mantener una constante comunicación con entidades expertas en el tema para poder así realizar un mejor análisis de sistemas, técnicas de construcción o incluso aprender de errores ajenos en el estudio de modelos similares a los requeridos.

El modelo MA01 cuenta con una configuración básica para realizar maniobras de reconocimiento, resultado de los aspectos generales

establecidos al inicio de este estudio, puesto que los recursos empleados fueron muy limitados debido a la condición de adquisición, sería muy factible contar con una mayor disponibilidad de recursos para no tener que ahondar en el límite de requerimientos básicos.

El requerimiento aerodinámico va estrictamente ligado de la misión a realizarse y su correo estudio se garantiza con las respectivas pruebas técnicas, pero ante la ausencia de laboratorios equipados con equipos certificados, se mantiene la confianza en software de simulación o CFD, se recomienda la adquisición de software estrictamente relacionado al tema y además su instrucción al alumnado, para garantizar de una mejor manera los resultados de futuros proyectos desarrollados dentro de la UGT.

A pesar de que las técnicas empleadas para la construcción de este proyecto garantizan su correcto funcionamiento, existen nuevas técnicas aplicando tecnología lo cual requiere costos adicionales, que mejoran el acabado y exactitud de diseño, como lo son materiales compuestos o empleando maquinaria especializada para el corte y diseño de piezas.

GLOSARIO

A

Alfa:	Ángulo de ataque
AR800:	Receptor desarrollado por Spektrum para el Radio DX7s
AutoCAD:	Software profesional de modelado 3D y dibujo técnico

B

Bancada:	Soporte de motor
----------	------------------

C

Capa límite:	Flujo de aire en contacto con la superficie.
Cartografía:	Es la ciencia que se encarga del estudio y de la elaboración de los mapas geográficos.
Concorde:	Avión comercial supersónico civil.
Control Horns:	Permiten la unión del Link con la superficie

E

E500:	Vehículo aéreo no tripulado desarrollado por Elimco
-------	---

F

FAA:	Administración Federal de Aviación es el máximo organismo regulador de aviación mundial.
FPV:	First Person View

L

Links:	Transmiten el movimiento mecánico del servomotor a la superficie de control
--------	---

M

MA01:	Vehículo aéreo no tripulado desarrollado por Mecánica Aeronáutica.
Modelado 3D:	Construcción de un sólido en tres dimensiones de manera virtual.

N

Nitrometano:	Combustible usado por los motores de UAVs
--------------	---

Número de canales: Número de acciones mecánicas que puede desarrollar en controlador de vuelo.

Número de Reynolds: Numero adimensional que describe el comportamiento de un fluido

O

Ortomapas: Técnica para realizar mapas geográficos por medio de fotografías aéreas.

P

Peso Cargo: Máximo de peso extra que puede levantar la aeronave.

Peso útil: Máximo de peso del avión con equipo a bordo.

Puller Configuración de la planta motriz en la parte frontal de la aeronave.

Pusher: Configuración de planta motriz en la parte posterior o sobre las alas de la aeronave.

S

ScanEagle: Vehículo aéreo no tripulado desarrollado por Boeing Company

Servomotor: Transforma una señal eléctrica emitida por el receptor de vuelo en un movimiento mecánico.

SimpleScroll Software utilizado en el Spektrum AirWare

Spektrum AirWare: Sistema de control de vuelo desarrollado por Spektrum.

Spektrum: Empresa de investigación y desarrollo electrónico para UAVs

Stall: Pérdida de adherencia de la capa límite.

Stream: Comportamiento del flujo de aire.

Subsónico: Desarrolla a velocidades inferiores a las del sonido

Supersónico: Desarrolla a velocidades superiores a las del sonido

T

Techo de servicio : Altura máxima a la que puede desarrollar la aeronave.

U

UAV Gavilán: Vehículo autónomo desarrollado por la Fuerza Aérea Ecuatoriana en su división de Investigación y Desarrollo.

UAV: VANT-UCAV-RPV: Es un vehículo aéreo no tripulado, con un sistema autónomo de vuelo o guiado a distancia para realizar misiones específicas.

Unidad de Software que facilita el desempeño del vuelo.
Gestión de
Vuelo:

X

Xflr5: Software especializado en simulación de fluidos.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Anderson, J. D. (1983). *Introduction for Flighth*. Maryland: Tercera Edición.
- Arenas, R. J. (s.f.). *Tipos de Ala*. Recuperado el Marzo de 2014, de <http://www.scribd.com/juarez-rene>
- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft System*. Chippenham: Primera Edición.
- Carceller, J. (2009). *Fuerzas Alares*. Recuperado el 2014 de Marzo, de <http://www.aeroclubnimbus.aero>
- Casanova, O. V. (2006). *Aerodinámica para Pilotos*. Santiago de Chile: Segunda Edición.
- Company, B. (2001). *ScanEagle*. Recuperado el Octubre de 2013, de <http://www.boeing.com>
- Drela, M. (2003). *Xflrs5-Generalidades*. Recuperado el Enero de 2013, de <http://www.xflr5.com>
- Elimco. (2010). *E500-Observación Aérea de Medio Alcance*. Recuperado el Marzo de 2014, de <http://www.elimco.com>
- Hermida, A. (2011). *Configuraciones Alares*. Recuperado el Abril de 2014, de [http://centrodeartigos.com /Web Academia](http://centrodeartigos.com/WebAcademia)
- José Meseguer Ruiz, Á. S. (2010). *Aerodinámica Básica*. Madrid: Segunda Edición .
- Llopis, Gálvez, Rubio, & López. (2010). *Propiedades Físicas del Aire*. Recuperado el Marzo de 2014, de http://www.efunda.com/materials/common_matl/show_gas.cfm?MatlName=Air0C
- Mora, J. R. (2010). *Guía Metodológica para la Gestión Clínica por Procesos*. Madrid: Primera Edición.
- Mott, R. L. (2003). *Mecánica de Fluidos Aplicada*. Buenos Aires: Cuarta Edición.
- Orozco, M. (2006). *Operaciones Unitarias*. Mexico: Primera Edición.
- Partearroyo, L. J. (2010). *Diseño y Construcción de Sistemas Mecatrónicos para Monitoreo Aéreo*. Mexico: Primera.
- Pérez, A. (2011). *Vehículo Aéreo no Tripulado*. Recuperado el 10 de Marzo de 2014, de

http://www.ecured.cu/index.php/Veh%C3%ADculo_a%C3%A9reo_no_tripulado

Piggott, D. (2013). *Partes del Perfil Alar*. Recuperado el Marzo de 2014, de <http://www.aeroclubnimbus.aero>

Sole, A. C. (2011). *Iniciación en la Aeronáutica*. Madrid: Primera Edición.

Spektrum Horizon Hobby, L. (2009). *Spektrum Software Airware-DX 7s*.

Recuperado el Enero de 2015, de <http://www.spektrum.com/airware>

Zanon, S. (2011). *Fuerzas que actúan sobre el ala de un avión*. Recuperado el 15 de Noviembre de 2013, de <http://www.aeroclubnimbus.aero>

ANEXOS

ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo A: DIAGRAMA DE CONEXIÓN DE SISTEMA DE CONTROL.

Anexo B: DIAGRAMA DE CONEXIÓN DE SISTEMA DE VIDEO.

Anexo C: DIAGRAMA DE CONEXIÓN DE SISTEMA DE VIDEO.

Anexo D: DESCRIPCIÓN XFLR5.

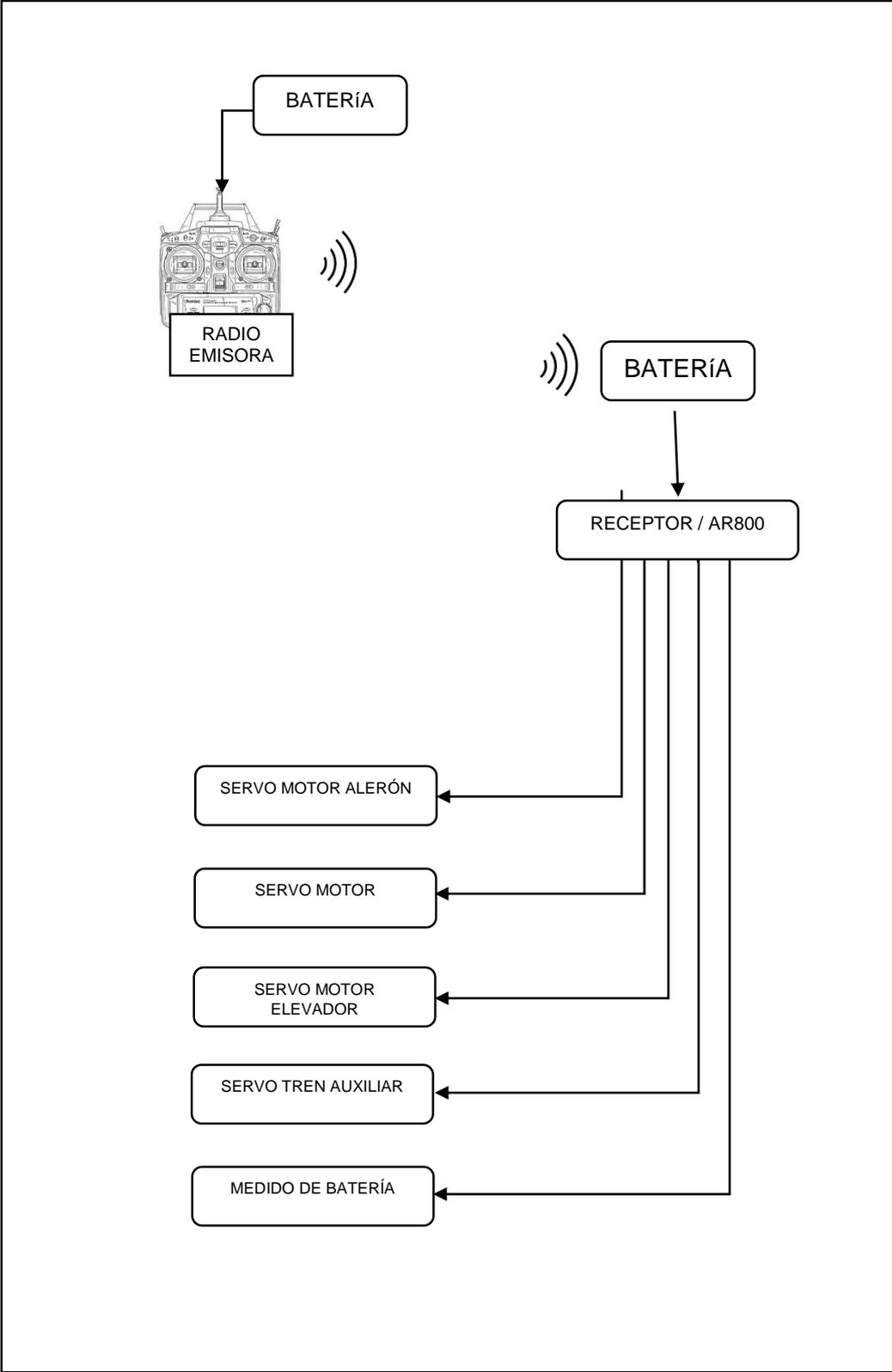
Anexo E: PLANOS DEL UAV MA-01.

Anexo F: LÁMINA DE CENTRO DE GRAVEDAD.

Anexo G: INSTRUCTIVO DE OPERACIÓN – INSTRUCTIVO DE
MANTENIMIENTO.

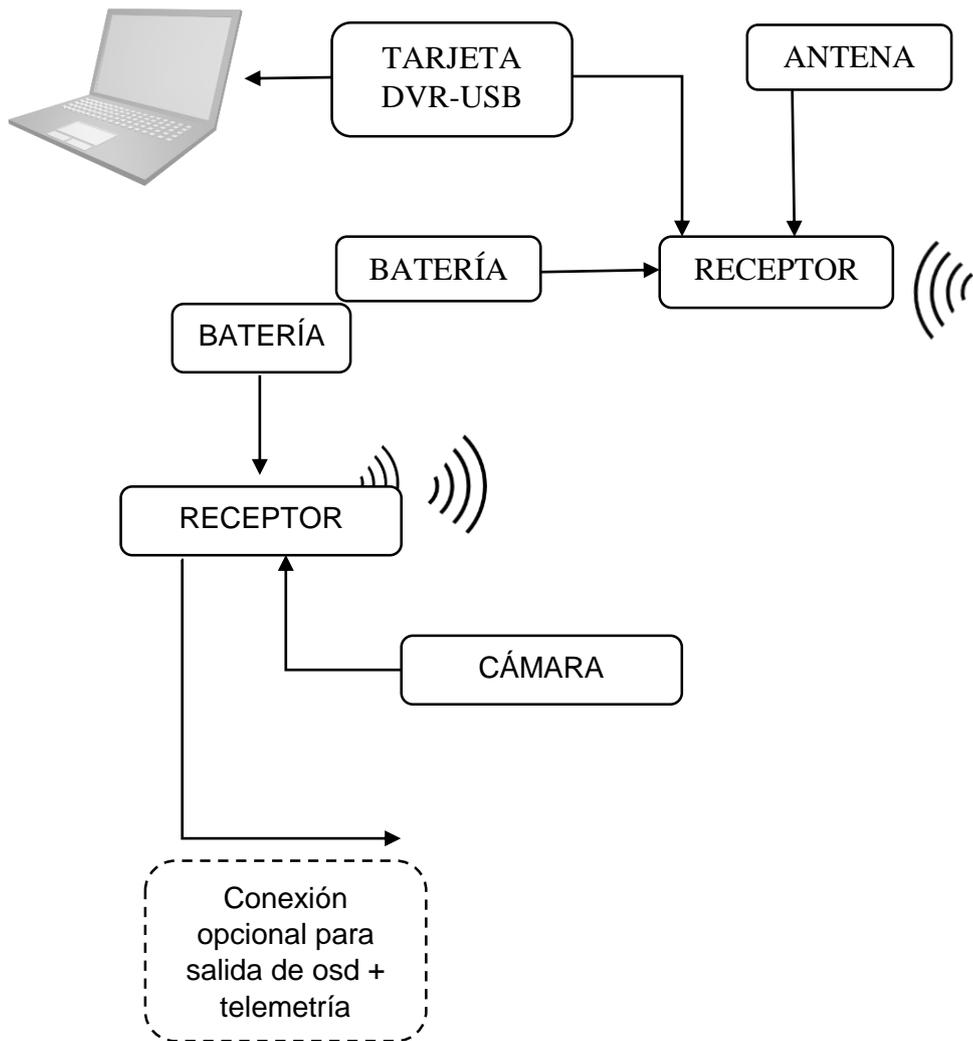
ANEXO A

DIAGRAMA DE CONEXIÓN DE SISTEMA DE
CONTROL



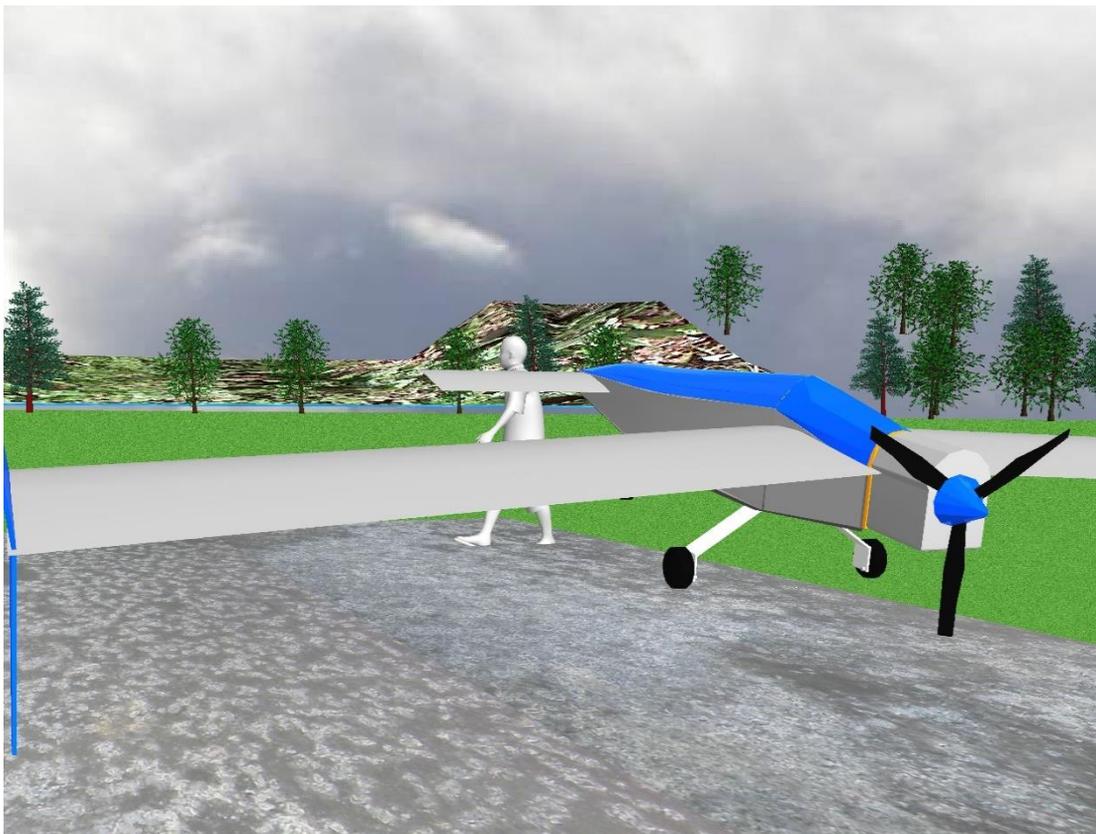
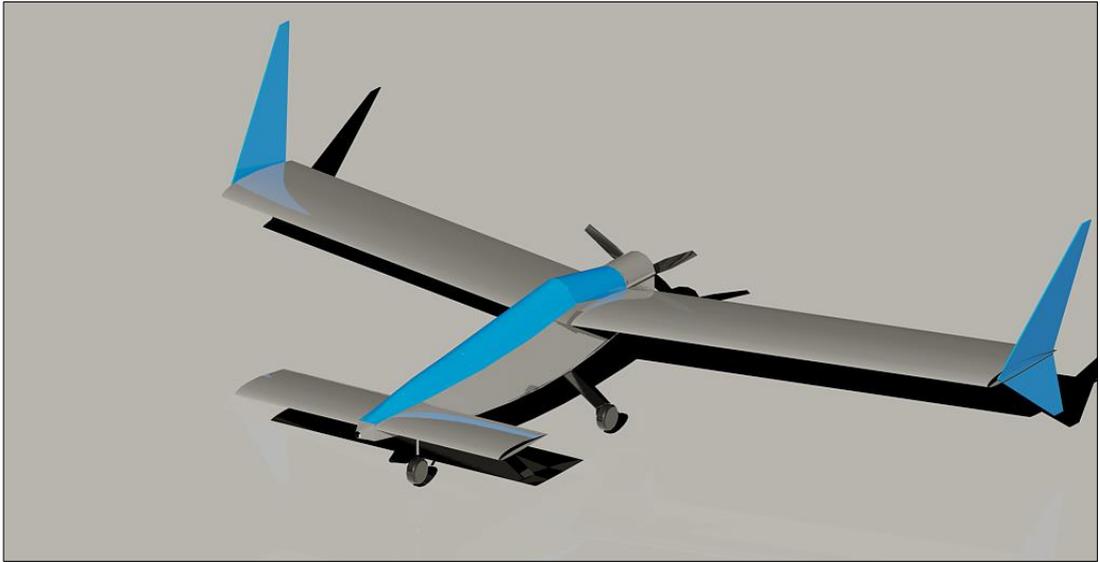
ANEXO B

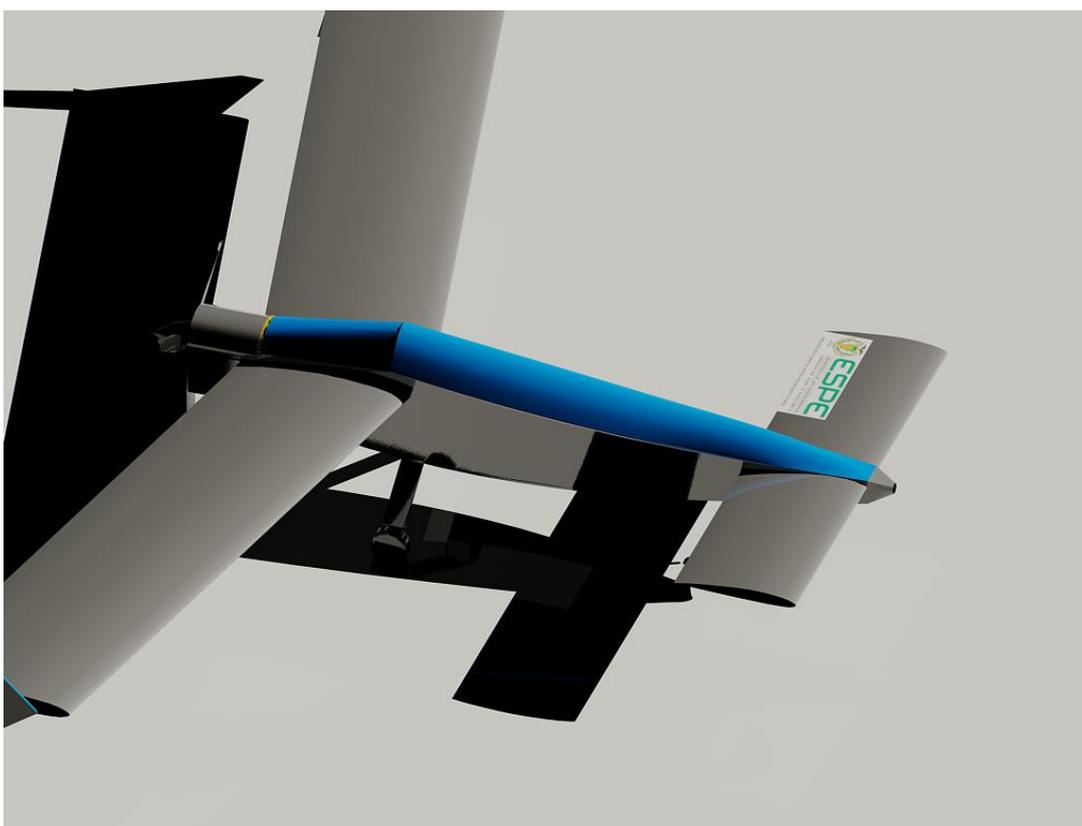
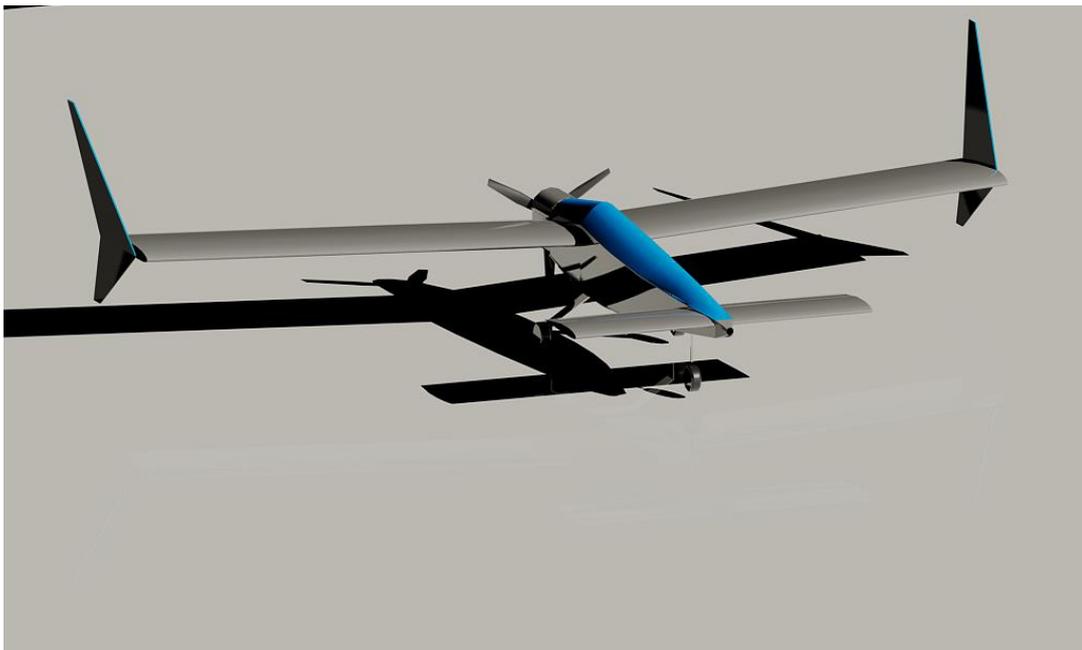
DIAGRAMA DE CONEXIÓN DE SISTEMA DE VIDEO



ANEXO C

PERSPECTIVAS 3D DEL MODELO



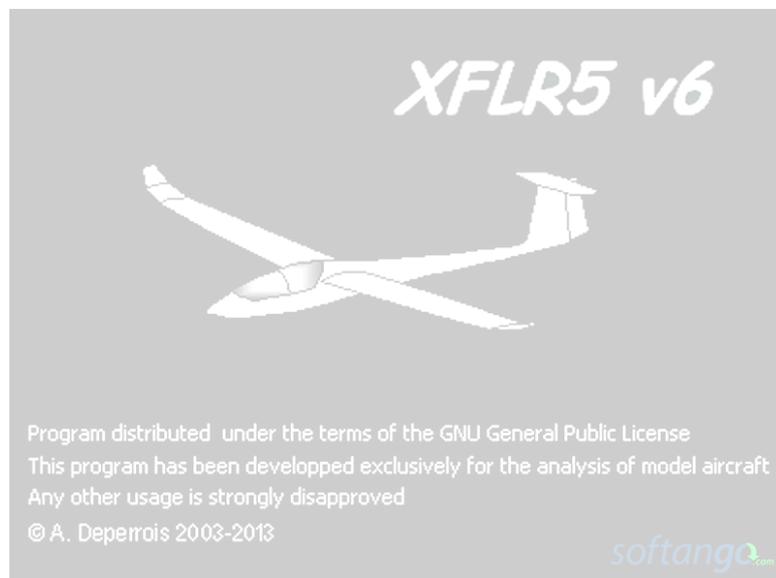


ANEXO D

DESCRIPCIÓN XFLR5

XFLR5

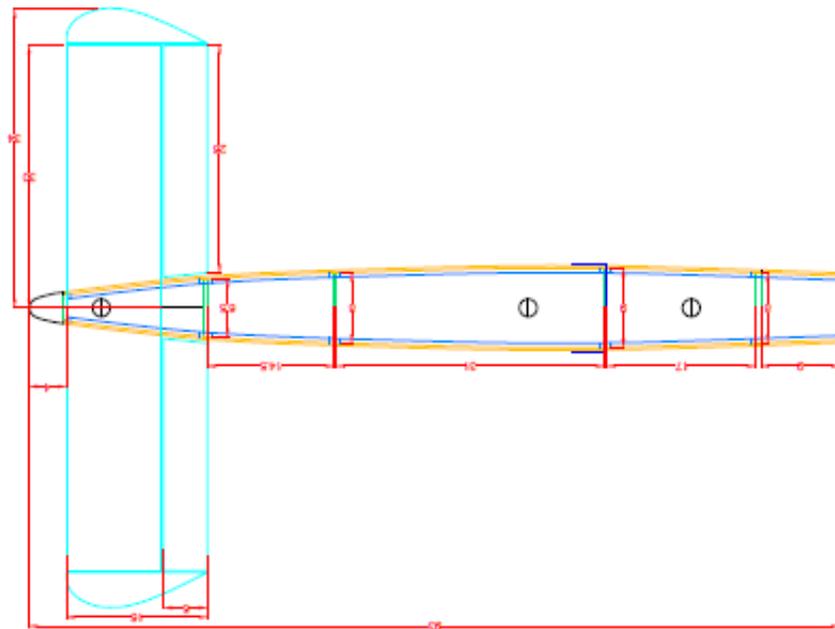
Una de las herramientas más valiosas para el diseño de alas avión es el software XFLR5. Este programa proporciona una interfaz gráfica de usuario de interfaz para el programa XFOIL basado en texto, que está totalmente integrado en XFLR5. El XFOIL kernel proporciona análisis directo e inverso capacidades para el diseño de perfiles aerodinámicos subsónicos. XFLR5 agrega el análisis del diseño del ala basado en la Teoría de elevación de línea y el Tejido de Vortex Método. Las versiones recientes pueden llevar a cabo un análisis de panel 3D de un avión completo. El desarrollador de XFLR5 incluye la siguiente renuncia: "XFLR5 está escrito exclusivamente para el diseño de modelos aéreos. El código de uso para todos los demás fines, especialmente para el diseño de aviones reales, está fuertemente desaprobó. Este programa se distribuye sin ninguna garantía; ni siquiera la garantía implícita de comerciabilidad o aptitud para un uso particular. "A pesar de la limitación de responsabilidad, XFLR5 demostrado resultados impresionantes durante su uso. ⁵



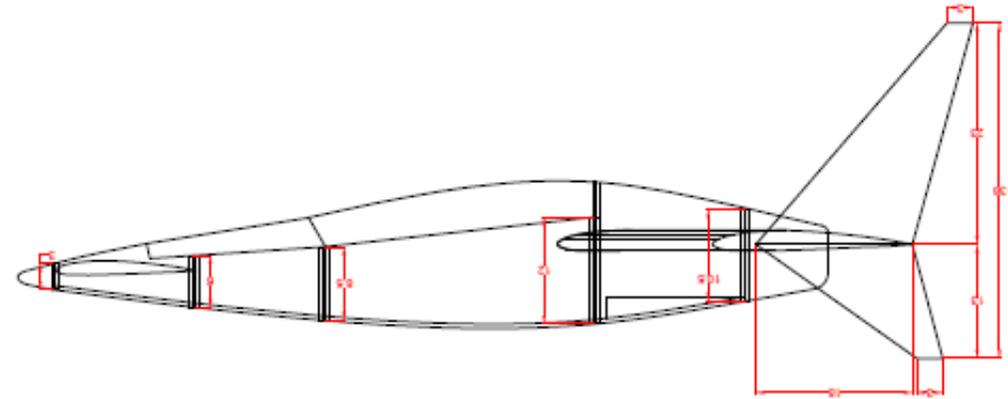
⁵ <http://www.xflr5.com/>

ANEXO E

PLANOS DEL UAV MA-01

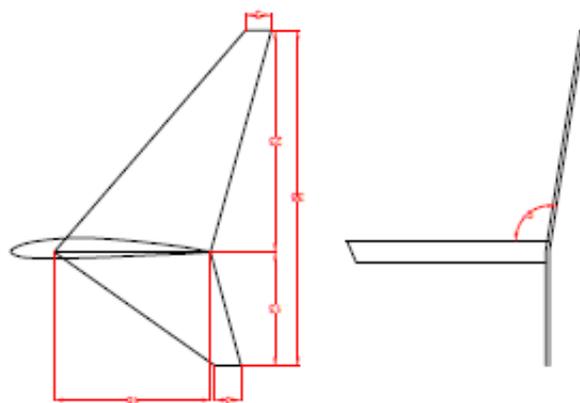
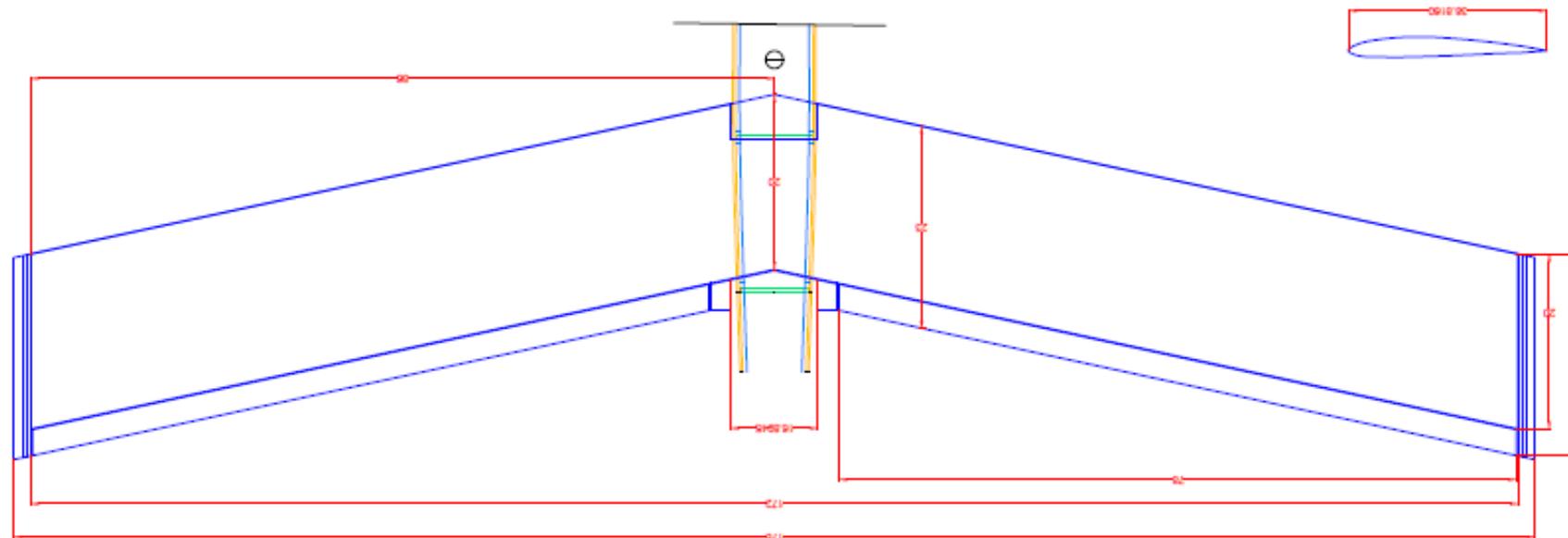


V. Superior



V. Lateral

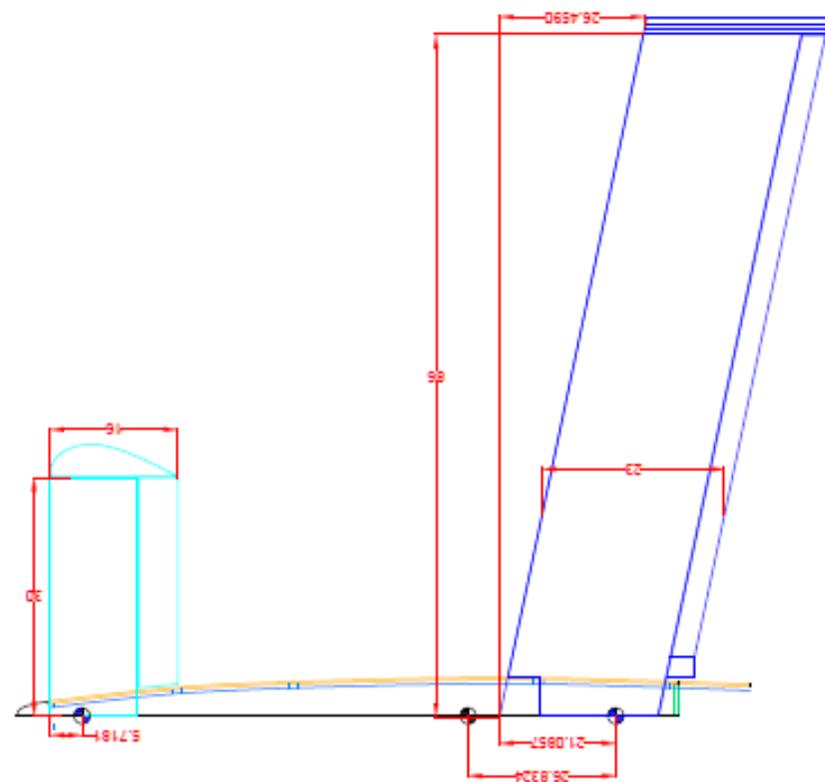
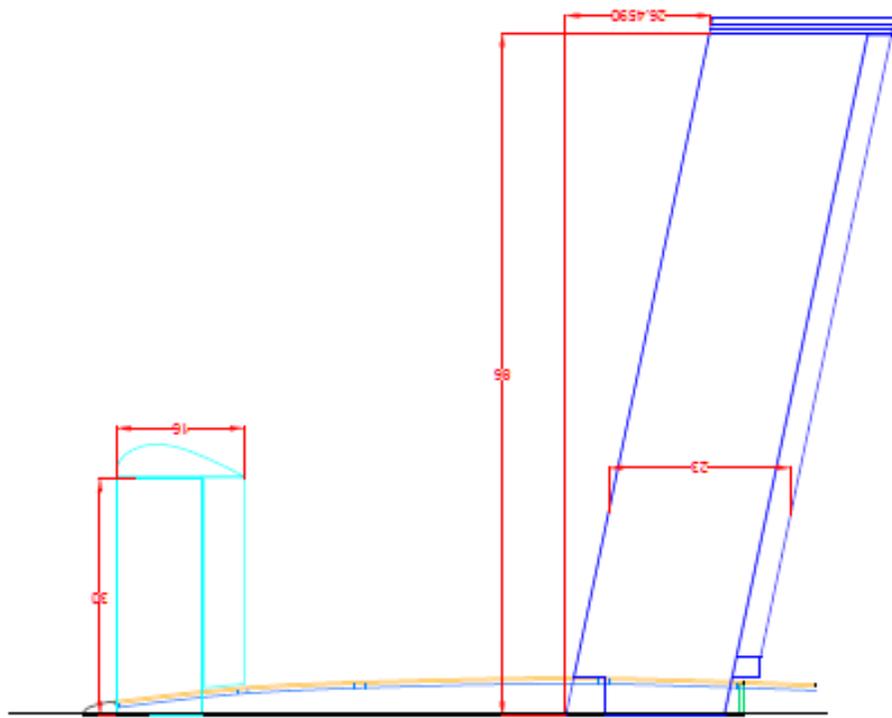
1		Tolerancia	Peso	PLANO LATERAL Y SUPERIOR	
2		+/- 0,05	75 gr.		
3					
4		Fecha	Nombre	LÁMINA 01 DE 02	
5		Dib. 10/01/2015	Juan Carlos Vidal		
6		Rev.	Tipo. A. Profaño		
7		Apro.	Tipo. A. Profaño	1:20	
8					
9					
10		UGT MECÁNICA		UAV MA01	
11	COMPONENTE				



		Tolerancia	Peso	ALA	
1		+/- 0,05	75 gr.		
2				LÁMINA 02 DE 02	
3					
4		Fecha	Nombre	1:20	
5		Db.	1001/2015		
6		Rev.		Tipo. A. Proaño	UAV MA01
7		Apro.		Tipo. A. Proaño	
8				UGT MECÁNICA	
9					
Nº	COMPONENTE			UAV MA01	

ANEXO F

LÁMINA DE CENTRO DE GRAVEDAD



GRÁFICA DE REPRESENTACIÓN SEGÚN EL CALCULO MATEMÁTICO DE CENTRO DE GRAVEDAD

		Tolerancia	Peso	CALCULO DE CG	
1		+/- 0,05	75 gr.		
2					
3					
4		Fecha	Nombre		
5		Dib.	10/01/2015	Juan Carlos Vidal	LÁMINA 01 DE 01
6		Rev.		Tigo. A. Proaño	
7		Apro.		Tigo. A. Proaño	1:20
8					
		UGT MECÁNICA		UAV MA01	Vid
Nº	COMPONENTE				

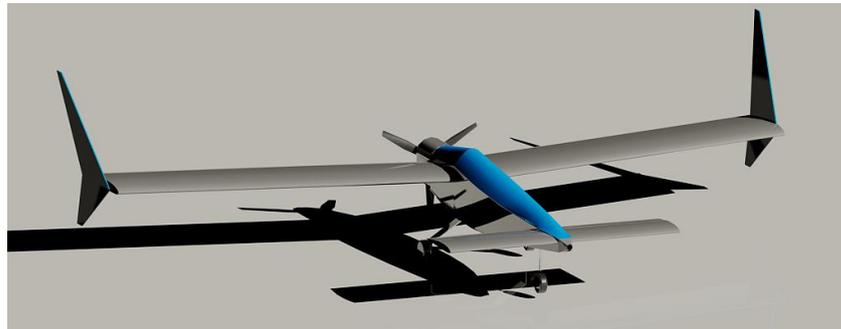
ANEXO G

INSTRUCTIVO DE OPERACIÓN – INSTRUCTIVO DE
MANTENIMIENTO

UGT - ESPE	INSTRUCTIVO DE OPERACIÓN	Código: VID-MO-01
	“CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO”	Revisión N°: 01
		Elaborado Por: Juan Carlos Vidal Placencia
	Aprobado Por: Tlgo. Alejandro Proaño	
<p>1.-Objetivo</p> <p>Elaborar el procedimiento a seguir para la correcta operación del vehículo aéreo no tripulado MA01, dando pautas y conocimientos básicos para el para la correcta operación y pre-operación.</p> <p>2.- Alcance</p> <p>El presente manual está dispuesto directamente para la operación del UAV MA01, del caso hecho al mismo dependerá su buen funcionamiento en el campo. La Unidad de Gestión de Tecnologías, posee un importante recurso para la enseñanza y motivación del alumnado.</p> <p>3.- Normas de Seguridad para la operación</p> <ul style="list-style-type: none"> • Emplee siempre gafas de protección para trabajar o realizar mantenimiento sobre el equipo. • Protección auditiva es también recomendable. • Manténgase alejado de la hélice. • Nunca lleve colgantes o ropa muy holgada o nada que pudiera quedar atrapado entre las partes giratorias. • Como piloto, ubíquese en un lugar en donde posea control visual de todo lo que sucede en su entorno. • Es indispensable la ayuda de una segunda persona. <p style="text-align: right;">Pág. 1 de 11</p>		

- No se recomienda operar la aeronave con vientos superiores a 5 en la escala de Beaufort o 30km/h aproximadamente puesto que al operar a mayores variaciones de viento, la aeronave liviana puede sufrir pérdida de control por las ráfagas a mayor altura que la de la superficie.
- Opere el equipo desde una posición de tal manera que no sea encandilado por la luz solar.
- Compruebe que en el campo de despegue no exista ningún objeto extraño.
- Antes de operar asegúrese que no habrá ninguna obstrucción entre el piloto y el equipo, puesto que esto puede ocasionar fallas en la conexión inalámbrica del receptor - emisor
- El operador debe leer el manual de operación y mantenimiento del UAV "MA01" para conocer las reglas generales y todas las estipulaciones en cuanto al manejo, manipulación y conducción del equipo

4.- Conocimiento básico vehículo aéreo no tripulado MA01



UAV MA01

El vehículo aéreo no tripulado es un dispositivo sofisticado de reconocimiento experimental que fue creado con el propósito de investigar y desarrollar tecnología aeronáutica dentro de la Unidad de Gestión de Tecnologías, es por ello que se recomienda ser cauto en su uso operativo.

El MA01 es un dispositivo de fácil transporte, puesto que su configuración permite desensamblarlo en partes específicas (ala, fuselaje, leds) lo cual facilita su movilidad. Siendo sus especificaciones:

Tripulación	Ninguno a bordo
Longitud	93 cm
Envergadura	176 cm
Altura	43 cm
Planta Motriz	1 x .46ax OS Engine - 1.63 hp
Capacidad de comb.	10oz
Combustible	Rc Fuel – 15% nitro
Hélice	11*7

Se caracteriza por su similitud a una aeronave comercial o de combate, aunque algunos modelos presentan altas revoluciones en diseño estético, pero con una gran capacidad aerodinámica. Además consta generalmente con equipos de video en tiempo real de diversas gamas un equipo motopropulsor y en ocasiones equipo específico para cubrir cierta necesidad. El MA 01 UAV, cuenta con un motor 0.47, diseñado por OS

Engines con una capacidad de:

Desplazamiento	0.455 cu in (7.45 cc)
Diámetro:	0.886 in (22 mm)
Carrera:	. 0.772 in (19.6 mm)
RPM	. 2,000-17,000
Salida	. 1.63 hp @ 16,000 rpm
Peso	17.1 oz (486 g)

- **Equipo de control.**

El equipo de control debe ser conectado específicamente en su lugar, y debido a su similitud de conectores, se ha establecido un código de colores para evitar daños en el equipo, los mismos que deberán ser identificados por sus colores y conectados en los lugares por su nombre.

El receptor cuenta con un lugar específico para cada uno de las conexiones de servos, siendo así el código a continuación.

Conexión a AR800	Color
Motor x1	
Alerón x2	
Elevadores x1	
Cámara – Aux2 x1	
Batería	
Batería de Video	

El MA01 UAV se encuentra equipado con servos 3040 fabricados por Futaba que poseen características de:

EQUIPO DE VIDEO.

El equipo de video cuenta con dos subsistemas, los cuales son, sistema emisor y sistema receptor.

Tipo	Digital
Categoría	Standard
Torque	1.7kg-cm a 4.8 y 2kg-cm a 6V
Velocidad	12 sec/60° a 4.8 / .10 sec/60° a 6V
Dimensiones	(23.6*11.5*25.5)mm
Peso	12.6g
Voltaje	4.8/6V

El sistema de emisión cuenta con una cámara, antena emisora, emisor, servo de rotación y batería, los mismos que van a bordo del aeromodelo. El sistema de recepción se dispone de una antena receptora, receptor, cables de video, tarjeta dvr, batería los cuales se ubican en la ground station.

5.- PREVUELO

Revisar la hélice con atención, si presentase algún defecto sustituirla por una nueva.

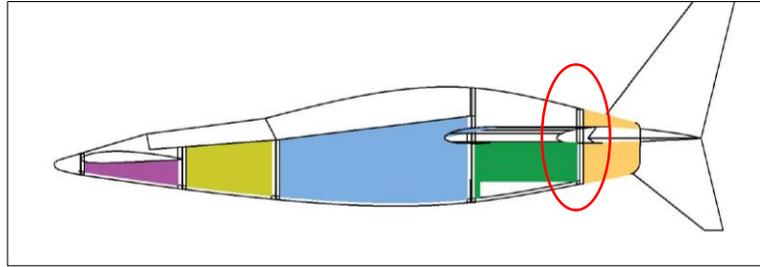


Verifique que las baterías del sistema de control (receptor y emisor) y del sistema de video (receptor y emisor = LiPo) estén cargadas para evitar problemas de carga. Conectando al cargador y observando si la luz de carga se encuentra encendida. Caso contrario, cargue las baterías



Asegúrese que el fuselaje estructuralmente no presenta fisuras. Tome en cuenta cada impacto de aterrizaje mal ejecutado podría cuásar futuras rupturas.

Comprobar el estado de la pared de fuego; que no presente fisuras, quemaduras o humedad.



Revisar ajustes de pernos de sujeción del tren de aterrizaje. Al finalizar la carrera libre de la tuerca, una vuelta adicional.

Revisar la línea de combustible y presurización para posible cristalización de la misma.

Asegurarse que las superficies de control estén correctamente sujetas a sus respectivos links.



6.- OPERACIÓN

A continuación se indicara los pasos a seguir para operar el MA01 UAV.

1. Monte las *baterías* del sistema de control y del sistema de video en su respectivo lugar.



2. Conecte la batería de control a su respectivo interruptor. Siguiendo el código de colores antes mencionado

3. Ensamble el ala, tenga cuidado que la conexión del servo se encuentre dentro del área de electrónica.



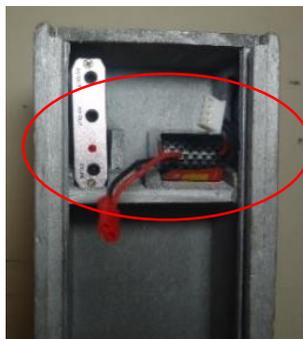
4. Asegure el ala con la *lid de ala* y asegure con los tornillos respectivos.



5. Una vez llenado el tanque de combustible con nitrometano, proceda a cerrar la lid de electrónica con los tornillos de sujeción.



6. En la Ground Station, coloque la batería del receptor de video en su lugar.



7. *En la Ground Station, conecte la antena al receptor de video.*



8. *En la Ground Station, conecte el terminal USB a su computador para refrigerar el sistema.*



9. *En la Ground Station, conecte los cables de video (rojo-blanco-amarillo) a su respectivo en la tarjeta DVR y a la salida de video (AV OUT) en el receptor.*



10. En la Ground Station, conecte la tarjeta DVR (USB) a su computador.



11. En la Ground Station, conecte la entrada de energía de la batería al receptor de video (DC IN).



12. Inicie el programa de FPV desde su ordenador

13. Compruebe de que existe recepción de video. Pudiendo observar en su pantalla la misma imagen que observaría la cámara a bordo del MA01

14. Encienda el sistema de control con el switch.



15. Compruebe que todos los servomotores responden al mando de la estación, moviendo los sticks del radio-mando.



16. Asegure la lid de electrónica con sus dos tornillos de sujeción.



17. Coloque el chispero sobre la bujía en el motor.



18. Escoja uno de los dos métodos de puesta en marcha del motor (manual o semimanual).

Arranque Semimanual: Este método es mucho más seguro y eficiente que el anterior, usa un "arrancador eléctrico" que se lo ubica en el spinner y se lo acciona con la ayuda de una batería de 12voltios, lo cual genera un movimiento circular que arranca el motor de una mejor manera que la manual, pero además este método no causa ningún daño en el usuario.

19. Una vez encendido el motor del UAV, desconecte el chispero. Teniendo en cuenta que el motor se encuentra encendido y la hélice está activa.

20. Alinee el eje longitudinal del modelo con el eje longitudinal de la superficie de despeje y asegúrese que el clima no presencie una tendencia a cambios desfavorables. Caso contrario, suspender las actividades inmediatamente.

21. Opere el UAV.

RECUERDE QUE ESTÁ ESTRICTAMENTE PROHIBIDO INTERACTUAR EL MODELO SOBRE ESPACIO AÉREO RESTRINGIDO O INTERFERIR EN EL CURSO DE ALGUNA OTRA AERONAVE.

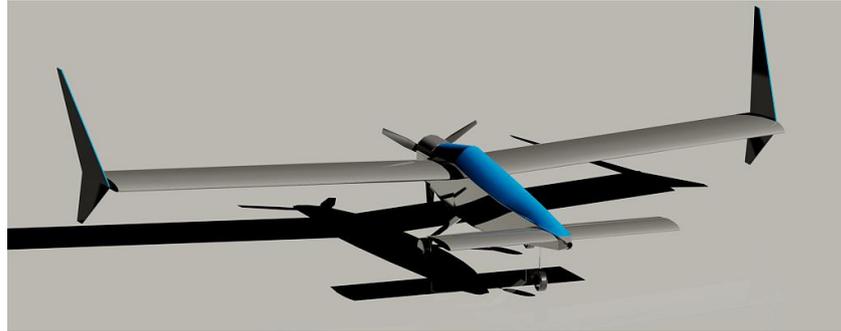
HASTA EL AÑO 2014 NO HA EXISTIDO LEGISLACIÓN NI REGULACIONES NACIONALES O INTERNACIONALES QUE LIMITE EL USO DE DRONES O UAVS, LOS CUALES NO SON MOTIVO PARA QUE QUIZÁ NO SE PUEDA SER SUJETOS DE UNA DEMANDA POR DAÑOS A TERCEROS DEBIDO AL MAL USO DEL EQUIPO.

Juan Carlos Vidal P.

Responsable

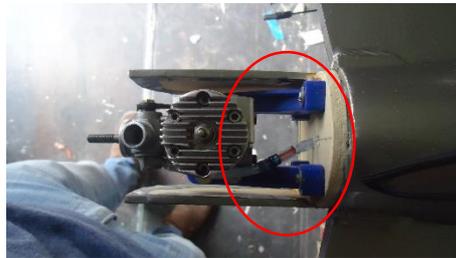
UGT - ESPE	INSTRUCTIVO DE MANTENIMIENTO.	Código:
	“CONSTRUCCIÓN DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MEDIANTE UN ESTUDIO AERODINÁMICO ALAR SIMPLIFICADO”	VID-MM-01
		Revisión N°: 01
	Elaborado Por: Juan Carlos Vidal Placencia	Fecha: Febrero 2015
	Aprobado Por: Tlgo. Alejandro Proaño	
<p>1.-Objetivo</p> <p>Elaborar el procedimiento a seguir para velar por la vida útil del vehículo aéreo no tripulado MA01, dando pautas para el procedimiento del mantenimiento.</p> <p>2.- Alcance</p> <p>El presente está dispuesto directamente para el mantenimiento correctivo del UAV MA01, el mismo que permitirá dar un sustento a manera de casa fallas para prolongar la vida útil del mismo, de esto dependerá su buen funcionamiento en el campo. La Unidad de Gestión de Tecnologías, posee un importante recurso para la enseñanza y motivación del alumnado.</p> <p>3.- Normas de Seguridad para el Mantenimiento.</p> <p>Emplee siempre gafas de protección para trabajar o realizar mantenimiento sobre el equipo.</p> <p>Trabaje siempre con los equipos apagados</p> <p>Utilice solo piezas homologadas para mantenimiento o reparaciones.</p> <p>Nunca lleve colgantes o ropa muy holgada o nada que pudiera quedar atrapado entre las partes giratorias.</p> <p style="text-align: right;">Pág. 1 de 3</p>		

4.- MANTENIMIENTO CADA 10 CICLOS.



Revise que el material plástico cobertor no presenta desprendimiento. En caso de desprendimiento reemplace el área afectada.

Revise la cuaderna A1 y asegúrese que le bancada se encuentra fija a ella. Además tome en cuenta que la cuaderna A1 no presente fisuras ni humedad, en caso de presentar fisuras, reemplazar la pieza guiándose por la carta de partes presentada al culminar este manual, en caso de presentar humedad encuentre la causa de la humedad y examine el estado de la cuaderna A1.



Controlar que la tuerca de sujeción de la hélice al cigüeñal esté apretada adecuadamente retirando el spinner, en caso de estar desajustada, ajústela. Recuerde que si esta no se encuentra correctamente ajustada la hélice vacilará y el sistema de propulsión se verá seriamente afectado en su rendimiento.

Revise el correcto funcionamiento de los 4 servos, en caso de presentar ruidos corrija el recorrido del mismo o cambie el equipo.

Revise y reemplace si es necesario el estado de los links para posibles fisuras por calentamiento.

Revisar el estado de las superficies de sujeción.

NOTA. Junto a este manual se encuentra un CD con los planos del MA01 en escala 1:1 en formato dwg. Si desea reemplazar alguna pieza en específico, consúltelo con la carta de partes y refiérase al CD para imprimir una plantilla en escala 1:1

RECUERDE QUE ESTÁ ESTRICTAMENTE PROHIBIDO INTERACTUAR EL MODELO SOBRE ESPACIO AÉREO RESTRINGIDO O INTERFERIR EN EL CURSO DE ALGUNA OTRA AERONAVE.

HASTA EL AÑO 2014 NO HA EXISTIDO LEGISLACIÓN NI REGULACIONES NACIONALES O INTERNACIONALES QUE LIMITE EL USO DE DRONES O UAVS, LOS CUALES NO SON MOTIVO PARA QUE QUIZÁ NO SE PUEDA SER SUJETOS DE UNA DEMANDA POR DAÑOS A TERCEROS DEBIDO AL MAL USO DEL EQUIPO.

Juan Carlos Vidal P.

Responsable

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

NOMBRE: JUAN CARLOS VIDAL PLACENCIA

NACIONALIDAD: ECUATORIANA

FECHA DE NACIMIENTO: 17 DE OCTUBRE DE 1991

CEDULA DE CIUDADANÍA: 1900571124

TELÉFONOS: 0995810911

CORREO ELECTRÓNICO: juancajcvp20@gmail.com

DIRECCIÓN: Latacunga. Sigsigcalle Norte. Cura Buenaventura 1.41

ESTUDIOS REALIZADOS.

ESCUELA FISCAL MIXTA "VÍCTOR EMILIO ESTRADA"

COLEGIO NACIONAL "CAMILO GALLEGOS TOLEDO"

UNIDAD EDUCATIVA FISCOMISIONAL "DON BOSCO" LA TOLA

TÍTULOS OBTENIDOS

UNIDAD EDUCATIVA SALESIANA DON BOSCO:

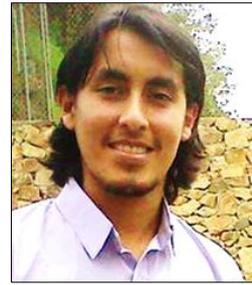
- BACHILLERATO EN CIENCIAS: ESPECIALIDAD FÍSICO MATEMÁTICO.

UGT:

- EGRESADO DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES
- PROFICIENCY IN THE ENGLISH LANGUAGE TRAINING COURSE

EXPERIENCIAS PROFESIONALES O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

- CIMAN
Sector: Mantenimiento
Duración: 160 Hrs
- SERVICIO AÉREO "MISIÓN SALESIANA DEL ORIENTE"
Sector: Mantenimiento
Duración: 200 Hrs
- SERVICIO AERO REGIONAL.
Sector: Mantenimiento
Duración: 200 Hrs



- CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO – FAE

Sector: Producción.

Duración: 200 Hrs

CURSOS SEMINARIOS

- CURSO DE MICROSOFT OFFICE AVANZADO – ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJERCITO
- CURSO DE PILOTO AUTOMÁTICO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS – UAVS – ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJERCITO. - QUITO
- VI JORNADAS DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA ITSA 2012 – ITSA
- SEMINARIO DE DIANETICA HUBBARD – CENTRO DE DIANETICA Y CIENCIOLOGIA DE GUAYAQUIL
- SERVICIO TÉCNICO Y PROGRAMACIÓN TELEFÓNICA – SOFTWAREGSM - QUITO
- INTRODUCCIÓN A LA ELECTRÓNICA – UNIDAD EDUCATIVA SALESIANA “DOMINGO SAVIO” –GUAYAQUIL
- AUTOCAD BÁSICO, AVANZADO y RENDER - LUIS MANUEL GONZÁLEZ NAVA – AULACLIC SL –MÉXICO DF – ONLINE

EXPERIENCIA LABORAL

- SERVICIO AÉREO “MISIÓN SALESIANA DEL ORIENTE”
 - Sector: Mantenimiento
- SERVICIO AERO REGIONAL.
 - Sector: Mantenimiento
- SKETCHCAD
- Cargo: Dibujante de AutoCAD

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

JUAN CARLOS VIDAL

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

Ing. Lucía Guerrero

Latacunga, Mayo de 2015