

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ

Colegio de Ciencias e Ingeniería

Diseño, Construcción y Pruebas de un Vehículo Aéreo No-Tripulado: Mini-Piquero

Trabajo de Investigación

Darling Bryan Ñacata Suintaxi

Ingeniería Mecánica

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

Quito, 20 de mayo de 2018

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ
COLEGIO DE CIENCIAS E INGENIERÍA

**HOJA DE CALIFICACIÓN
DE TRABAJO DE TITULACIÓN**

**Diseño, Construcción y Pruebas de un Vehículo Aéreo No-Tripulado: Mini-
Piquero**

Darling Bryan Ñacata Suintaxi

Calificación:

Nombre del profesor, Título académico

Alfredo Valarezo, Ph. D.

Firma del profesor

Quito, 20 de mayo de 2018

Derechos de Autor

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

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

Firma del estudiante: _____

Nombres y apellidos: Darling Bryan Ñacata Suntaxi

Código: 00106037

Cédula de Identidad: 1721491064

Lugar y fecha: Quito, 20 de mayo de 2018

RESUMEN

Este proyecto trata acerca del diseño, construcción y pruebas de una plataforma aérea no tripulada UAV de ala fija con el fin de realizar observación de fauna marina en las costas de nuestro país, para lo cual se consideran varios factores de diseño, manufactura y costos. En la primera etapa se desarrolla la configuración del avión tomando en cuenta que el tipo de misión a realizar es observación. A partir de ello se realiza un estudio de varios aspectos en aerodinámica, estabilidad, sistemas de propulsión y diseño estructural enfocado a aeromodelos. Para ello se emplea la aplicación web Ecalc, el programa de modelado 3D Autodesk Inventor 2018 y el software de simulación aerodinámica XFLR5, los que permiten al usuario obtener resultados de una manera más rápida y eficiente. La siguiente etapa es la manufactura del prototipo, para lo cual se presentan los sistemas, materiales, herramientas, máquinas y procesos de fabricación empleados durante el proyecto. Seguidamente se evidencia el proceso de la puesta punto del avión en la que se verifica que todas las partes que componen el avión estén en su lugar y funcionando correctamente para poder realizar las pruebas de vuelo. Finalmente, tras realizar las pruebas del avión se realiza un análisis de las mejoras ingenieriles posibles durante el proceso y se dan alternativas para realizar cambios, todo esto forma parte del diseño de un UAV.

Palabras clave: Aeromodelo, Diseño aerodinámico, Plataforma aérea no tripulada, UAV Observación de fauna, Procesos de manufactura, Modelado.

ABSTRACT

This project deals with the design, construction and testing of a fixed-wing unmanned aerial platform with the purpose of observing marine fauna on the coasts of our country, for which several factors of design, manufacturing and costs are considered. In the first stage, the configuration of the airplane is developed considering that the type of mission to be carried out is observation. From this, a study of several aspects in aerodynamics, stability, propulsion systems, and structural design focused on model airplanes is made. The Ecalc web application, the 3D modeling program Autodesk Inventor 2018, and the aerodynamic simulation software XFLR5 are used. They allow the user to obtain results in a faster and more efficient way. The next stage is the manufacturing of the prototype, for which the systems, materials, tools, machines and manufacturing processes used during the project are presented. All the parts of the aircraft are put in place and check their proper functionality to perform flight tests. Finally, after carrying out the airplane tests, an analysis is made of the possible engineering improvements during the process and alternatives are given to make changes. All this is part of the design of a UAV.

Keywords: Model Aircraft, Aerodynamic design, Unmanned aerial platform, UAV Wildlife observation, Manufacturing processes, Modeling.

TABLA DE CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN	10
1.1. OBJETIVOS.....	15
1.1.1. Objetivo general	15
1.1.2. Objetivos específicos	15
1.2. ALCANCE	15
2. METODOLOGÍA	17
3.1. Fase de diseño conceptual.....	18
3.1.1. Requerimientos	19
3.1.2. Sistemas principales	23
3.1.3. Aeronaves semejantes	25
3.1.4. Desarrollo de la configuración de la aeronave.....	27
3.2. Fase de diseño preliminar.....	33
3.2.1. Peso y empuje.....	33
3.2.2. Ala.....	34
3.2.3. Estabilizadores y superficies de control.....	50
3.2.4. Estabilidad longitudinal	51
3.2.5. Fuselaje	59
3.2.6. Sistema de propulsión	60
3.2.7. Tren de aterrizaje	63
3.3. Fase de diseño detallado.....	66
3.3.1. Procesos de manufactura	67
3.3.2. Diseño estructural	70
3.3.4. Construcción del mini Piquero	82
3.4. Evaluación y pruebas	96
3.4.1. Puesta a punto.....	97
3.4.2. Prueba de vuelo	99
4. Resultados.....	100
4.1. Características del avión.....	100
4.2. Primer prototipo.....	102
4.3. Segundo prototipo.....	105
5. CONCLUSIONES.....	108
6. RECOMENDACIONES	111
7. Trabajos a futuro	114
Referencias.....	115
anexos	117
Anexo 1.....	117
Anexo 2. Material audiovisual del proyecto.....	118

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Análisis funcional de los mayores componentes de la aeronave (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)	23
Tabla 2 Componentes electrónicos	24
Tabla 3 Especificaciones Piquero (López Zárate, 2012)	25
Tabla 4 Componentes que no cambian de peso	32
Tabla 5 Carga alar aproximada para aeromodelos (Simons, 1994)	35
Tabla 6 Parámetros para realizar análisis de un avión XFLR5	42
Tabla 7 Velocidad de perdida a diferentes alturas del ala rectangular y ala con estrechamiento	47
Tabla 8 KV en función de la velocidad de viento	61
Tabla 9 Resultados eCalc	62
Tabla 10 Materiales (Alcaraz, n.d.)	67
Tabla 11 Operaciones de proceso	68
Tabla 12 Operaciones de ensamblaje	69
Tabla 13 Mini Piquero Características de diseño	100
Tabla 14 Datos de motores	117

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Persona lanza un dron en el Parque Nacional Haleakala (Iturri, 2013).....	11
Figura 2 Piquero Galápagos UAV (Alvarez Vinueza, 2014)	12
Figura 3 UAV-2 Gavilán (Defensa.com, 2014).....	13
Figura 4 Proceso de diseño (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)	17
Figura 5 Perfil de misión para observación (Delgado Romero, 2010)	20
Figura 6 Partes que componen al mini Piquero	21
Figura 7 Morro modificado para transporte de cámara	22
Figura 8 Primer diseño estructural del mini Piquero	23
Figura 9 Piquero construido.....	26
Figura 10 Varios aviones destinados a misiones de observación (Delgado Romero, 2010) ...	27
Figura 11 Posiciones de ala.....	28
Figura 12 Ala rectangular con estrechamiento en la zona marginal	29
Figura 13 Cola T	30
Figura 14 Fuselaje (Echeverri, 2011).....	30
Figura 15 Tren de aterrizaje	31
Figura 16 Sistema de propulsión pusher	32
Figura 19 Geometría del ala (Hall, n.d.)	34
Figura 20 Perfiles aerodinámicos empleados para el Mini Piquero	36
Figura 21 Efecto del alargamiento en la curva de sustentación (Raymer et al., 1992).....	37
Figura 22 Sustentación vs Ángulo de ataque para diferente número de Reynolds.....	38
Figura 23 Numero de Reynolds en función del tipo de avión (Raymer et al., 1992)	39
Figura 24 Perfil aerodinámico NACA 2414 en la interfaz de XFLR5	40
Figura 25 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque para un rango de Re 100000 - 400000.....	41
Figura 26 Ala en XFLR5	42
Figura 27 Herramienta de datos del aire	43
Figura 28 Coeficiente de sustentación del ala vs Ángulo de ataque para los diferentes métodos	44
Figura 29 Polares del ala rectangular.....	45
Figura 30 Polares para el ala rectangular a nivel del mar y a 2800 [m] (verde) sobre el nivel del mar (azul)	46
Figura 31 Dimensiones del ala rectangular con estrechamiento.....	47
Figura 32 Desempeño aerodinámico y coeficiente de resistencia vs Alpha para el ala rectangular con estrechamiento a 0msnm (azul) y 2800msnm (rojo)	48
Figura 33 Dimensiones del estabilizador horizontal (izquierda) y vertical (derecha).....	50
Figura 34 Dimensiones de las superficies de control.....	51
Figura 35 Estabilidad aerodinámica (Scherrer, 2010)	52
Figura 36 Efecto de la posición del CG en las curvas de coeficiente de momento del avión (Scherrer, 2010).....	53
Figura 37 Iteraciones requeridas para un vuelo estable (Scherrer, 2010).....	53
Figura 38 Aeronave vista en la interfaz gráfica de XFLR5	54
Figura 39 CL/CD vs Alpha	55
Figura 40 Cm vs Alpha para X-CG variable	55
Figura 41 Cm vs Alpha para Z_CG variable	56
Figura 42 Cm vs Alpha para X_CG variable.....	57
Figura 43 Cm vs Alpha para Z_CG variable	57
Figura 44 Cm vs Vx para Z_CG variable	58

Figura 45 Efecto de la altura en las curvas de Cm.....	59
Figura 46 Dimensiones del fuselaje.....	60
Figura 47 Tren de aterrizaje.....	63
Figura 48 Distancia entre ruedas vs Bmin.....	65
Figura 47 Estructura de un aeromodelo.....	70
Figura 50 Varias propuestas para el diseño del mini Piquero.....	71
Figura 51 Propuesta final de mini Piquero.....	71
Figura 52 Conjunto alar.....	74
Figura 53 Diseño estructural del ala visto desde el perfil.....	74
Figura 54 Espaciamiento de costillas.....	75
Figura 55 Conjunto estabilizador.....	76
Figura 56 Espaciamiento de costillas EH (izquierda) EV (derecha).....	77
Figura 57Conjunto de fuselaje y morro.....	78
Figura 58 Tren de aterrizaje.....	79
Figura 59 Base para sistema de propulsión.....	79
Figura 60 Espaciamiento de cuadernas (izquierda) y costillas (derecha).....	80
Figura 61 Espaciamiento de cuadernas del morro.....	80
Figura 62 Sistema de propulsión.....	81
Figura 63 Costillas recortadas en balsa de 3mm de espesor.....	82
Figura 64 Partes estructurales del conjunto alar.....	83
Figura 65 Posicionamiento de costillas y largueros.....	84
Figura 66 Proceso de acabado del borde de ataque.....	85
Figura 67 Estructura del conjunto alar.....	86
Figura 68 Estructura del cuerpo del fuselaje (izquierda) y morro (derecha).....	87
Figura 69 Alerones.....	88
Figura 70 Extensión para servomotor del ala derecha.....	89
Figura 71 Recubrimiento con balsa.....	89
Figura 72 Recubrimiento y corrección de fallas con masilla sobre el fuselaje.....	90
Figura 73 Proceso de aplicación del monokote sobre el fuselaje.....	91
Figura 74 Tubo de unión fuselaje - estabilizador.....	92
Figura 75 Mecanismo de movimiento para las superficies de control.....	92
Figura 76 Base del motor impresa en 3D.....	93
Figura 77 Unión del tubo en el fuselaje mediante pernos.....	95
Figura 78 Mini Piquero terminado.....	96
Figura 79 Configuración del mando y superficies de control.....	97
Figura 80 Balanceo longitudinal.....	98
Figura 81 Balanceo lateral.....	99
Figura 82 Mini Piquero. Dimensiones dadas en mm.....	101
Figura 83 Estructura del primer prototipo en Inventor 2018.....	102
Figura 84 Prototipo uno listo para prueba de vuelo.....	103
Figura 85 Viga de unión entre fuselaje y estabilizador.....	104
Figura 86 falla del mecanismo para mover el alerón.....	105
Figura 87 Prototipo 2 listo para ensayos.....	106
Figura 86 Herramienta de balance para aeromodelos.....	112

1. INTRODUCCIÓN

Durante la primera mitad del siglo XIX pioneros de la aviación como George Cayley y John Stringfellow dieron los primeros pasos en el desarrollo de aeronaves no tripuladas, los cuales llegaron a despegar antes de que cualquier avión sea capaz de llevar personas a bordo. Estas aeronaves sin ocupantes fueron el banco de pruebas ideal para que posteriormente se puedan desarrollar los aviones como se los conoce en la actualidad (Newcome, 2004).

El termino de vehículo aéreo no tripulado, también conocido como dron o UAV por sus siglas en inglés (unmanned aircraft vehicle), comprende una gran gama de aeronaves que se pueden clasificar por su forma, misión, tamaño entre otros. Partiendo por los modelos a radio control, siguiendo por las aeronaves de investigación o reconocimiento e incluso de combate. Esta tecnología que ha existido desde los inicios de la aviación pero que en la actualidad está en auge, gracias a los desarrollos y avances en todas las áreas de ingeniería, han permitido a las personas emplearlos en aplicaciones nunca imaginadas.

Estas máquinas disponen de una variada gama de equipamiento electrónico como, sistemas de posicionamiento global, brújula, altímetro, giroscopio, sistema telemétrico de comunicación para transmitir video y datos en tiempo real, cámaras digitales de alta resolución, cámaras térmicas o infrarrojas según sean sus necesidades (Inforegión, 2014).

El crecimiento exponencial de los aviones no tripulados que se ha vivido en los últimos años tanto en el ámbito comercial y militar; ha revolucionado el mercado, porque hay una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características. Estos pueden ser teledirigidos o funcionar de forma autónoma y brindar al usuario una gran cantidad de ventajas en diferentes campos de estudio como geográficos, topográficos,

ambientales, entre otros. Un ejemplo claro para demostrar lo rentable que pueden llegar a ser el uso de los aviones no tripulados en el tema ambiental es contar ovejas y ciervos en el refugio Desert National Wildlife al norte de Las Vegas por el Servicio Geológico de EE. UU. a cargo de Mike Hurt y Jeff Sloan. Donde se presenta que la forma convencional de contar borregos cimarrones, venados, entre otros se ponía en riesgo a personas en un helicóptero lo que normalmente cuesta de \$ 20.000 a \$ 40.000 dólares. Por otro lado, el uso de drones representa bajos costos de mantenimiento y operación por lo que una semana de misión se puede hacer por menos de \$ 3,000 dólares. En la figura 1 se muestra como un operador lanza un avión equipado para el conteo de borregos (Iturri, 2013).



Figura 1 Persona lanza un dron en el Parque Nacional Haleakala (Iturri, 2013)

Con toda esta tecnología disponible, en el Ecuador se han propuesto varios proyectos para los vehículos aéreos no tripulados, entre los más importantes está el proyecto de Galápagos UAV que tenía como objetivo principal el control de la pesca ilegal en el archipiélago, el cual es un grave problema relacionado con la conservación de

especies marinas en reservas ecológicas (Alvarez Vinueza, 2014). A continuación, se muestra una imagen del Piquero.

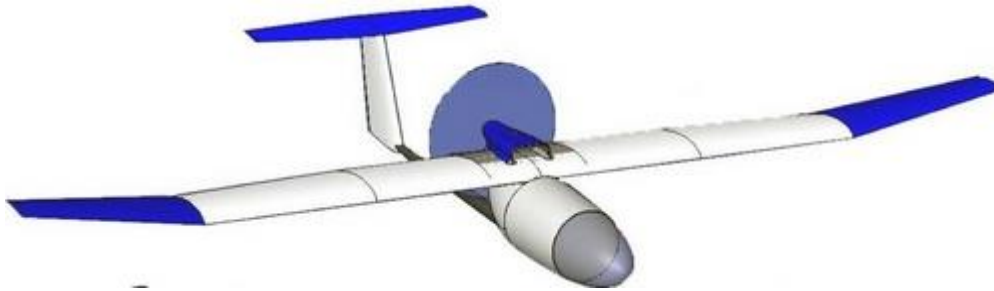


Figura 2 Piquero Galápagos UAV (Alvarez Vinueza, 2014)

Por otro lado, también está el proyecto que se desarrolla por parte de la Fuerza Aérea del Ecuador, cuyo nombre es UAV-2 Gavilán, este dron fue fabricado en Ecuador . La iniciativa de desarrollar este tipo de aeronave en el país es que en 2007 el gobierno adquirió 6 drones provenientes de Israel por cerca de 20 millones de dólares, por lo que se realizó ingeniería inversa y de esta manera se llegó a construir en el país este tipo de tecnología, con lo que se reducen costos llegando a aproximadamente medio millón de dólares por cada unidad. El propósito principal del UAV-2, ilustrado en la figura3, es la exploración y reconocimiento, además que sus características están al nivel de su costo

pues tiene un motor a gasolina que brinda una autonomía de 7 horas de vuelo y una envergadura de 7 metros (Defensa.com, 2014).



Figura 3 UAV-2 Gavilán (Defensa.com, 2014)

En cuanto a las aplicaciones de plataformas aéreas no tripuladas para la observación y vigilancia en lugares de importancia ambiental, se los está empleando para observar áreas específicas de zonas oceánicas con el fin de realizar estudios e investigaciones científicas que se consideran no aplicables para aviones tripulados, ya sea por costos o el peligro que representa para los tripulantes (Ballari, Acosta, Espinoza, Orellana, & Morocho, 2015). Este proyecto se va a enfocar en la observación y control de especies marinas para tomar imágenes desde el aire, de esta manera contribuir a estudios cuyo objetivo es la protección de la fauna marina en las costas del Ecuador; ya sea capturando fotos o videos de las especies o de residuos que puedan afectar el normal desarrollo y supervivencia de estas, por ejemplo, derrames tóxicos, basura, entre otros.

No obstante, las desventajas por el uso de drones se dan por el mal uso por personas sin escrúpulos que solo piensan en obtener material audiovisual para su beneficio, sin antes informarse sobre las regulaciones al uso de este tipo de aparatos. Un ejemplo claro se da en el Santuario Marino Nacional de la Bahía de Monterrey en California, lugar donde los drones de aficionados se usan masivamente, en algunos casos

interfiriendo con la vida de los animales marinos como ballenas, delfines y focas.

(Dronografía, 2016).

La importancia de este proyecto está relacionada directamente con la conservación ambiental y el desarrollo tecnológico en el país. En el Ecuador existen varias zonas protegidas, entre las principales está el Archipiélago de Galápagos, donde cerca del 97% es área protegida, además de ser una zona altamente vulnerable (Ballari et al., 2015). Para el estudio y conservación de un ecosistema como las islas Galápagos o las costas del Ecuador se requiere de un método con el que se pueda obtener información de una forma ágil y periódica, sin embargo, no se cuenta con este tipo de tecnología, ya que los costos de plataformas aéreas como el UAV2, mencionado anteriormente, son muy elevadas. Es por esta razón que se plantea el diseño y construcción de un avión de mediano tamaño que podrá ser operado por dos personas, además de ser de fácil transportación y permitirá

al usuario llevar una cámara para la obtención de imágenes muy útiles para el estudio de la fauna marina y posibles riesgos que puedan afectar a las especies.

1.1. OBJETIVOS

1.1.1. Objetivo general

Obtener el diseño completo de una plataforma aérea no tripulada controlada por radiocontrol, realizar los respectivos estudios de aerodinámica, construirlo con materiales usados en aeromodelos y realizar pruebas de vuelo.

1.1.2. Objetivos específicos

- Realizar el diseño conceptual, preliminar y completo de la aeronave.
- Realizar los estudios de aerodinámica y estabilidad con ayuda del software XFLR5.
- Aprender a diseñar y elegir los diferentes partes de la estructura de un avión.
- Utilizar el software Autodesk Inventor 2018 para modelar la aeronave.
- Fabricar las partes del avión.
- Ensamblar todas las partes.
- Realizar el proceso de puesta a punto del aeromodelo.
- Probar el avión en una pista localizada cerca de la ciudad de Quito.
- Identificar errores de diseño y construcción.
- Proponer cambios y mejoras del diseño.

1.2. ALCANCE

El presente proyecto de investigación comprende el diseño, fabricación y pruebas de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija, tomando en cuenta las características de un proyecto anterior llamado Piquero y parámetros para el diseño de aeromodelos. Para esto

se establecen varios requerimientos y factores que influyen en el diseño de la aeronave como lo son el peso, aerodinámica, configuración de las superficies sustentadoras, sistema de propulsión, mecanismos entre otros.

Seguidamente está el diseño de las partes que componen el avión, todo esto modelado en el software de diseño mecánico Inventor 2018, además de los respectivos estudios de aerodinámica y estabilidad realizados con ayuda del software XFLR5. Así mismo se presenta el proceso de manufactura del aeromodelo el cual consta de operaciones de procesos, donde se transforman los materiales en partes del avión y operaciones de ensamblaje, en las que se unen las partes construidas en la etapa anterior.

A continuación, se evidencia de la puesta a punto del avión, que consiste en realizar una verificación de todos los sistemas y el balanceo del avión, tanto longitudinal como direccional; seguido de la prueba de vuelo que se realizó en una pista ubicada a 2800 msnm en Itulcachi, y evidenciándola en forma audiovisual. Por último, se incluye un análisis de los errores cometidos durante todo el proceso y se plantean soluciones, con el fin de tener una aeronave que pueda brindar una mejor experiencia de vuelo.

2. METODOLOGÍA

El desarrollo de este proyecto sigue una metodología de diseño que pretende satisfacer los requerimientos y objetivos del cliente, en este caso la Universidad San Francisco de Quito con el proyecto de observación de mega fauna. Para ello se sigue el diagrama de procesos ilustrado en la figura 4, en esta se puede observar que el proceso está dividido principalmente en 3 fases: 1. Fase de diseño conceptual, 2. Fase de diseño preliminar, 3. Fase de diseño de detalle. Estas son categorías que junto a la prueba y evaluación forman las 4 fases básicas del diseño de una aeronave (M. Sadraey & Bertozzi, 2015).

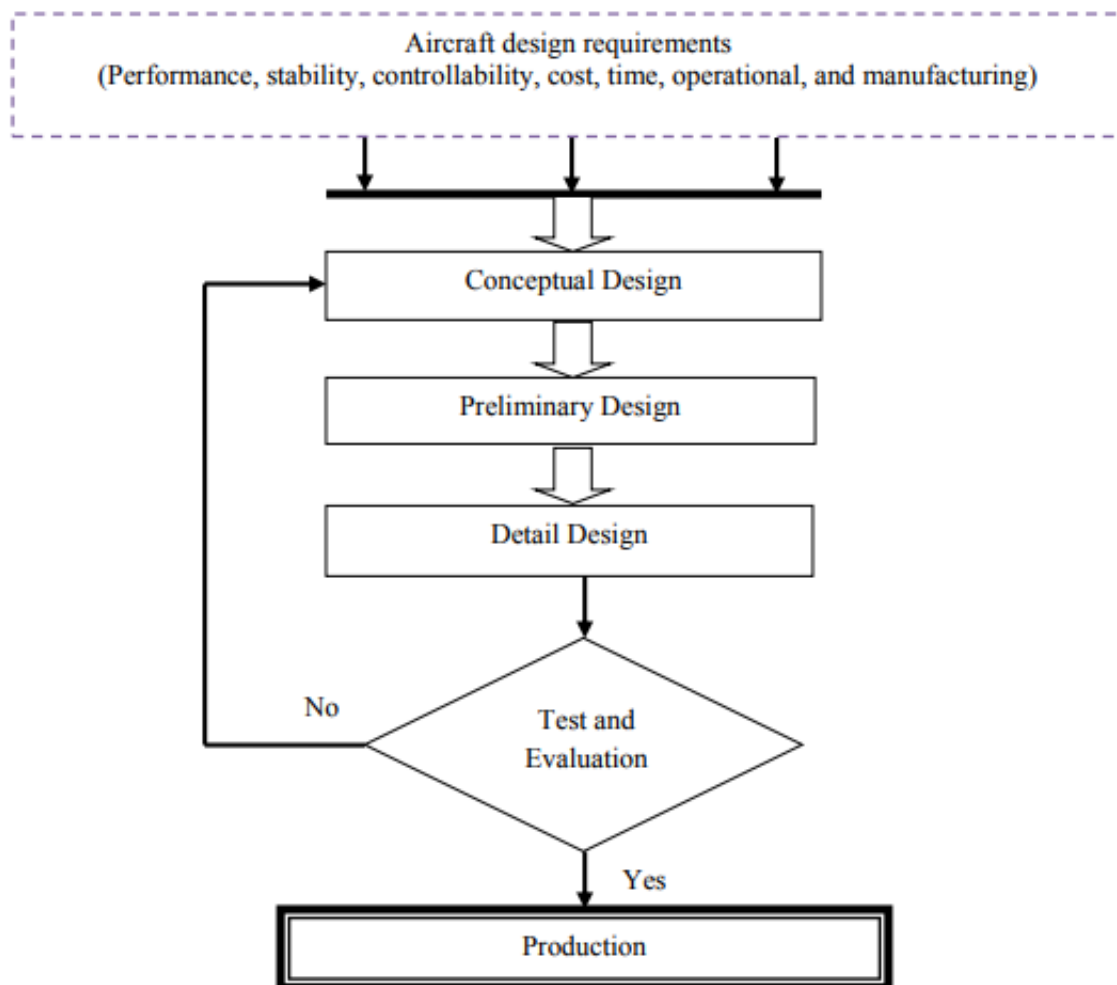


Figura 4 Proceso de diseño (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)

En primer lugar, se definen los requerimientos de diseño que dependen de la necesidad del cliente, seguidamente está el diseño conceptual en el que se desarrolla la configuración básica de la aeronave, es decir se selecciona el tipo de ala, tipo de estabilizadores y forma de fuselaje. A continuación, está el diseño preliminar, fase en la que se determina y dimensiona la geometría del avión realizando estudios, los que son un proceso iterativo que darán como resultado a una aeronave dimensionada.

A continuación, la fase de diseño detallado empieza con la aprobación y validación del diseño preliminar, seguidamente se diseña estructuralmente al avión. Para ello se toma en cuenta que cada componente del avión tiene piezas que van a ser construidas y los procesos de manufactura. Esta etapa culmina con la fabricación de la aeronave y vuelos de prueba.

3.1. Fase de diseño conceptual

En la presente sección se presenta el diseño conceptual de la aeronave. En primer lugar, están los requerimientos de diseño, seguido de los sistemas que componen la

aeronave, además un estudio de vehículos semejantes con el fin de obtener una configuración básica de la aeronave.

3.1.1. Requerimientos

Para el diseño del mini Piquero se han considerado tres factores esenciales:

- Perfil de misión.
- Diseño modular.
- Factibilidad y complejidad en la manufactura.

3.1.1.1. Perfil de misión

La misión para la que se requiere esta aeronave es la observación, por lo que se necesita una plataforma aérea que tenga una velocidad crucero entre los 50 km/h a 80 km/h y un tiempo de vuelo estimado de 30 minutos. Lo que daría un rango de acción de

aproximadamente 30 Km. En la figura 5 se puede observar las fases de un perfil de misión para observación:

1. Despegue
 - a. Encendido de sistemas
 - b. Carreteo
 - c. Carrera de despegue
2. Ascenso y aceleración
3. Crucero
 - a. Observación
4. Patrón de espera
5. Descenso
6. Aterrizaje
7. Carreteo y apagado

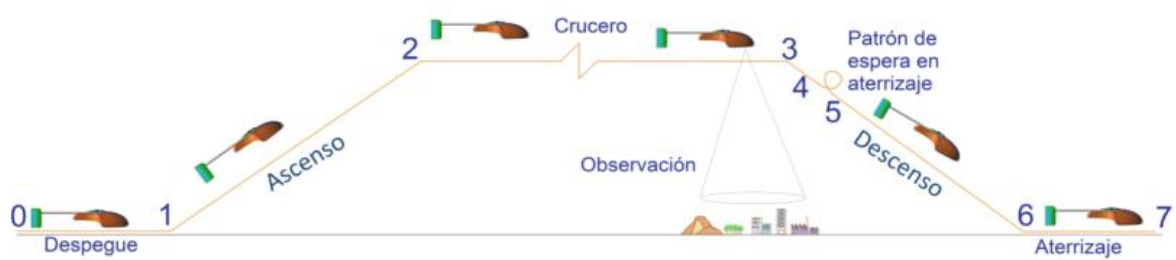


Figura 5 Perfil de misión para observación (Delgado Romero, 2010)

A continuación, se presentan en una lista los requerimientos de la misión:

- Rango total: 30 Km
- Velocidad crucero: 50 Km/h – 80 Km/h
- Peso de carga útil: 150 g – 250g

3.1.1.2. Diseño modular

Este es un factor muy importante, ya que el aeromodelo va a ser un equipo para realizar diferentes pruebas y ser transportado a diferentes lugares. Por estas razones el diseño del mini Piquero debe ser fácil de ensamblar y desensamblar, lo que le brinda una gran utilidad. En primer lugar, está la transportación, para esto se plantea un mecanismo que permita remover y colocar las alas con facilidad. En segundo lugar, está la posibilidad de hacer cambios en caso de ser necesarios.

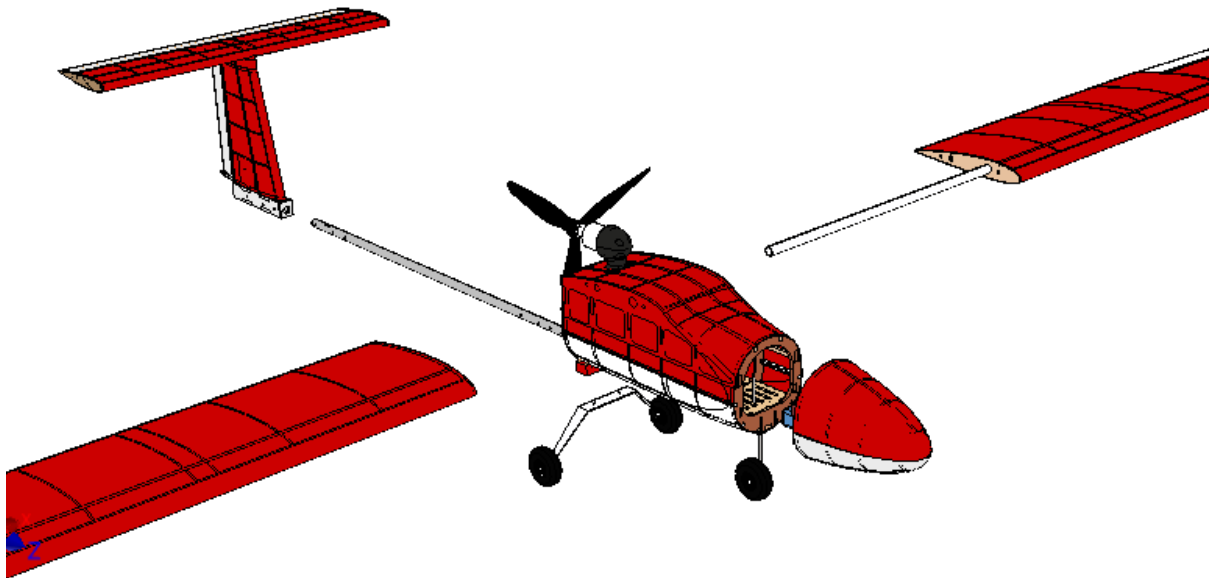


Figura 6 Partes que componen al mini Piquero

Como se puede observar en la figura 6 están todas las partes que se pueden remover: el morro, cola, alas, tren de aterrizaje y base de motor. en la siguiente ilustración se muestra cómo se podría rediseñar el morro para implementar una cámara.



Figura 7 Morro modificado para transporte de cámara

3.1.1.3. Factibilidad y complejidad en construcción

Se ha evidenciado que construir un kit de aeromodelo puede tomar entre 5 o 6 meses con 3 personas trabajando al mismo tiempo (Alcaraz, n.d.). Para este proyecto el tiempo y la experiencia del estudiante a cargo es un limitante, por lo que se debe plantear

un diseño cuya construcción sea sencilla y rápida. En la fabricación intervienen dos fases fundamentales, el primero la construcción de piezas y el segundo el ensamblaje.

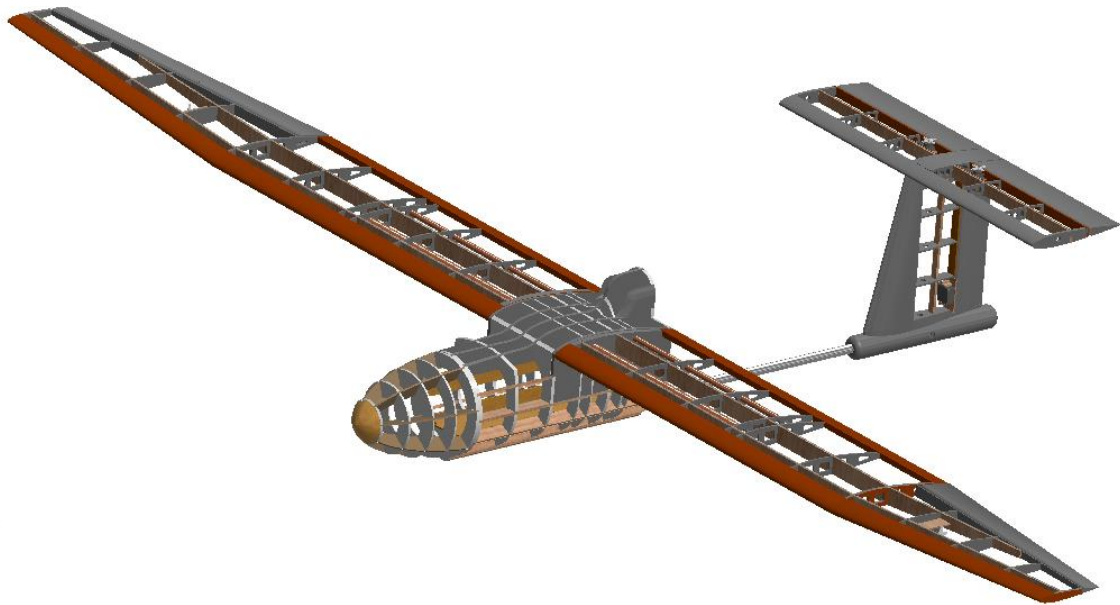


Figura 8 Primer diseño estructural del mini Piquero

3.1.2. Sistemas principales

Para comprender de mejor manera se presenta a continuación una tabla que enlista cada componente del aeromodelo, su función principal y la mayor área de influencia que se deberá tomar en cuenta durante el proceso de diseño.

Tabla 1 Análisis funcional de los mayores componentes de la aeronave (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)

No.	Componente	Función Primaria	Mayores áreas de influencia
1	Fuselaje	Alojamiento de carga útil	Rendimiento de la aeronave, estabilidad longitudinal, estabilidad lateral, costo
2	Ala	Generación de sustentación	Rendimiento de la aeronave, estabilidad lateral
3	Estabilizador horizontal	Estabilidad longitudinal	Ajuste y control longitudinal
4	Estabilizador vertical	Estabilidad direccional	Ajuste y control direccional

5	Sistema de propulsión	Generación de empuje	Rendimiento de la aeronave, costo, control
6	Tren de aterrizaje	Facilita el despegue y el aterrizaje	Rendimiento de la aeronave, costo
7	Superficies de control	Control	Maniobrabilidad, costo
8	Sistema de control	Control, navegación y orientación	Maniobrabilidad, estabilidad, costos, seguridad de vuelo

Seguidamente, está la parte electrónica que se encarga del control de la aeronave y de la propulsión, ya que en este caso el motor es eléctrico. En la siguiente tabla se detallan los componentes electrónicos y su función.

Tabla 2 Componentes electrónicos

Componente	Funcionalidad
Batería	Almacena energía y la suministra a todo el sistema eléctrico.
Motor eléctrico sin escobillas	Convierte la energía eléctrica en mecánica por acción de campos magnéticos.
Controlador electrónico de velocidad (ESC)	Se encarga de suministrar de corriente eléctrica de la batería al motor.
Micro servomotores	Permiten el movimiento de las superficies de control.
Radio control	Emite la señal para controlar al avión.
Receptor	Recibe la señal del radiocontrol.
Extensiones	Permiten realizar conexiones eléctricas a lo largo de la estructura del avión.

3.1.3. Aeronaves semejantes

Tomando en cuenta el tipo de misión, se realizó un estudio comparativo de aeronaves similares. Partiendo con el proyecto de galápagos UAV, Piquero, el cual tiene las siguientes características:

Tabla 3 Especificaciones Piquero (López Zárate, 2012)

Peso estimado [g]	14000
Área alar [m ²]	1.11
Envergadura [mm]	3660
AR	12
Cuerda raíz [mm]	350
Cuerda de punta [mm]	160
Carga alar [kg/m ²]	22.5
Velocidad crucero [km/h]	120
Carga paga [g]	11000
Tiempo de vuelo [h]	12

La configuración de este avión tiene un ala alta, la cola es de tipo T, el sistema de propulsión es tipo empuje (pusher) debido a que el motor se dispone apuntando hacia atrás y para finalizar el tren de aterrizaje es tipo patín de cola.



Figura 9 Piquero construido

La misión para la que estaba destinado el Piquero era la vigilancia por lo que el tiempo de vuelo debía ser muy prolongado, 12 horas, para alcanzar esta autonomía se debe usar un sistema de propulsión a combustible, lo cual hace más complejo el mantenimiento, uso, además de incrementar notablemente el peso.

En el proyecto de investigación llamado Céfiro se realizó un estudio comparativo de más de 10 aeronaves de vigilancia y observación. De lo cual se obtuvieron gráficas y tablas para hacer un análisis, escoger la mejor opción e implementarla en este proyecto.

En este estudio se comparan varios aspectos como tipo de despegue, tipo de ala, tipo de aterrizaje entre otros (Delgado Romero, 2010).



Figura 10 Varios aviones destinados a misiones de observación (Delgado Romero, 2010)

A partir del estudio y análisis de las aeronaves anteriormente ilustradas se puede empezar a estimar las características básicas de este proyecto, que serán detalladas en el siguiente apartado.

3.1.4. Desarrollo de la configuración de la aeronave

Para empezar a tomar una configuración se debe conocer cada sistema que compone al avión y las diferentes disposiciones que pueden tomar, para ello se va a presentar cada uno y escoger el que más convenga.

Ala: esta parte es la encargada de generar la sustentación que va a elevar al avión. Esta puede tomar 3 diferentes posiciones. En actualidad los aviones se diseñan de acuerdo con la configuración de monoplano, la ventaja de esta configuración es que se reduce la

resistencia al avance en comparación a un biplano además de simplificar la construcción.

A continuación, se ilustran las posiciones que puede tomar un ala en un monoplano.



Figura 11 Posiciones de ala

Para este proyecto se selecciona el ala alta, ya que esta brinda una mayor estabilidad a la hora de vuelo, a diferencia que el ala baja que brinda mayor maniobrabilidad, un ejemplo claro son los aviones de combate que llevan un ala baja comparados con aviones de vigilancia cuya configuración es el ala alta.

Otro aspecto que se debe considerar en el ala es la forma, para el propósito que se busca se ha seleccionado un ala rectangular con estrechamiento, ya que tiene un 25% menos resistencia inducida que un ala rectangular y 10% menos que un ala en flecha. Sin

embargo, se debe mencionar que la construcción resulta ser un poco más compleja que el de un ala totalmente rectangular (Borrell, n.d.).

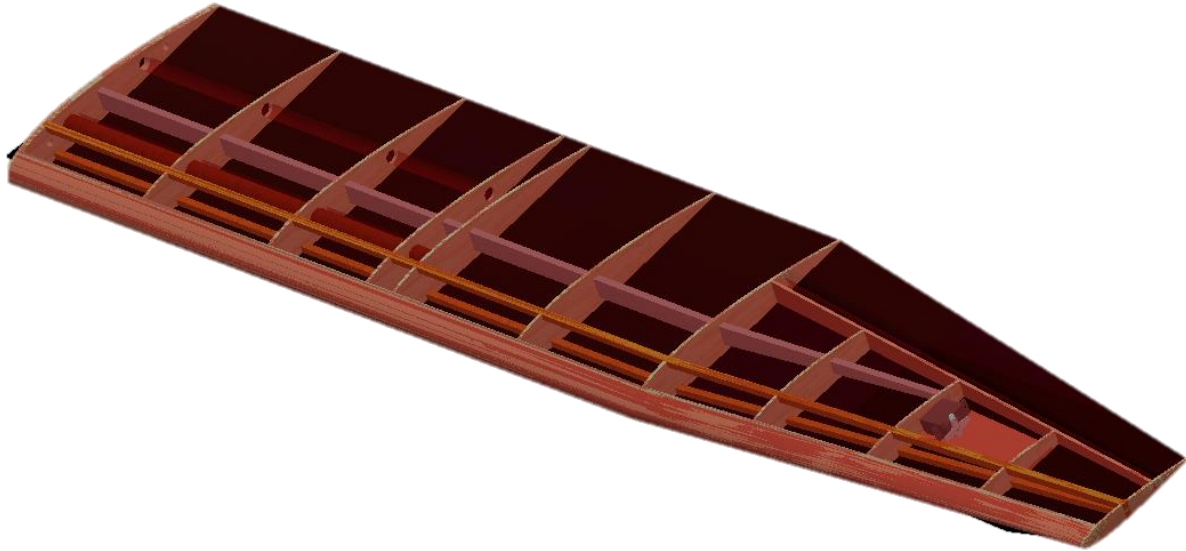


Figura 12 Ala rectangular con estrechamiento en la zona marginal

Cola: se ha seleccionado una cola de tipo T debido a su mayor efectividad 90%, también se considera que el estabilizador horizontal debe estar ubicado fuera del alcance de la estela que deja el ala, ya que este es flujo turbulento, reduciendo así la eficiencia. Pese a las ventajas que se mencionaron, este tipo de cola tiene desventajas y es que su estructura es más rígida que una cola normal, debido a que el estabilizador horizontal está

sobre el estabilizador vertical, por lo que va a ser estructuralmente más robusto, por lo tanto, más pesada.

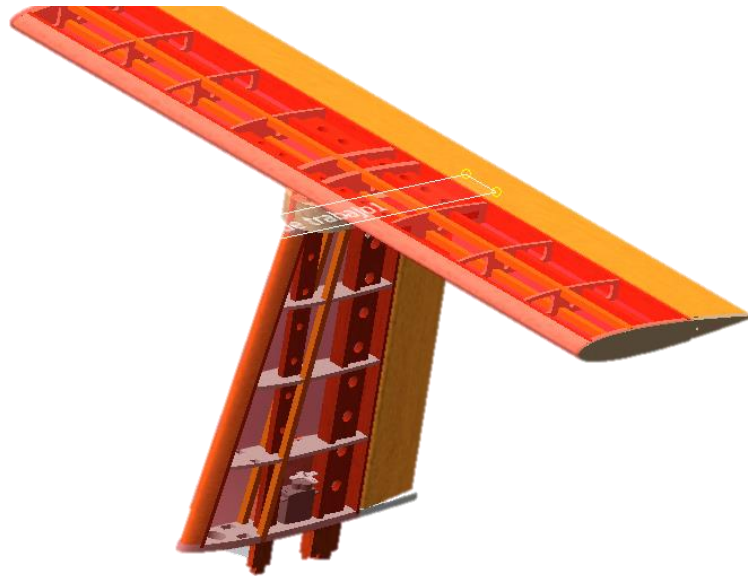


Figura 13 Cola T

Fuselaje: el fuselaje depende de la carga útil que se va a transportar, en este caso se pretende transportar un sistema de video por lo que el fuselaje debe ser amplio, facilitar el acceso de los diferentes sistemas electrónicos. Es por estas razones que se seleccionó un fuselaje tipo cajón, el cual está compuesto de cuadernas y varillas que le proporcionan de resistencia, durabilidad y rigidez.

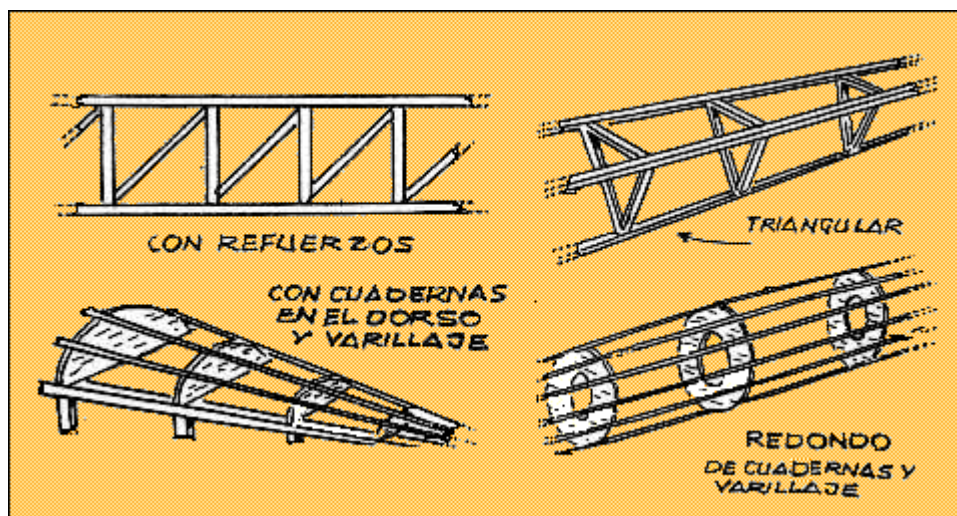


Figura 14 Fuselaje (Echeverri, 2011)

Tren de aterrizaje: para esta aeronave se implementa un tren de tipo triciclo debido a que este se adecua de mejor manera a las condiciones de despegue y aterrizaje de la aeronave que se está desarrollando, comparado con un patín de cola que se usaba en aviones antiguos y de acrobacia, el cual no es el caso en estudio. La ventaja que brinda el tren de tipo triciclo es la estabilidad gracias a que el centro de gravedad está localizado cerca de las ruedas traseras, permitiendo un despegue suave. En este caso, las ruedas traseras funcionan como pivote permitiendo que el avión incremente el ángulo de ataque con facilidad y por lo tanto un mejor despegue (Delgado Romero, 2010).

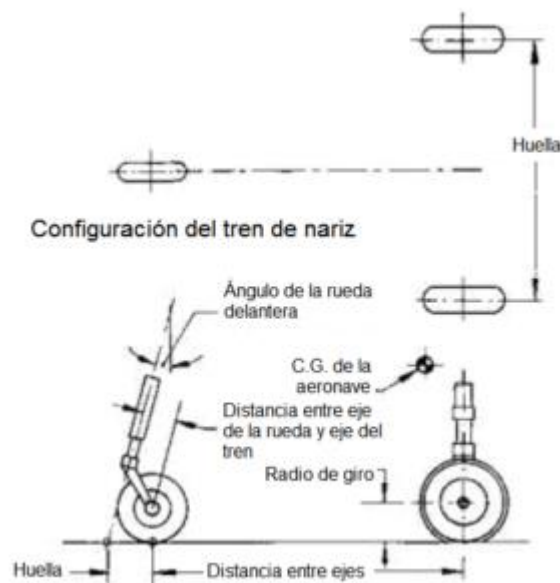


Figura 15 Tren de aterrizaje

Sistema de propulsión: se ha escogido un sistema eléctrico por las ventajas que presenta frente a uno que funcione con combustible, entre las ventajas están la sencillez de funcionamiento, el mantenimiento es mínimo, ocupa menos espacio, el precio es menor, y el principal es que al no usar combustible la masa del avión durante el vuelo no cambia. En cuanto al posicionamiento del motor, es un pusher, es decir que el motor

apunta hacia atrás; la razón por la que se implementa este tipo de configuración es que se desea tener libre toda la parte delantera para colocar el sistema de video.

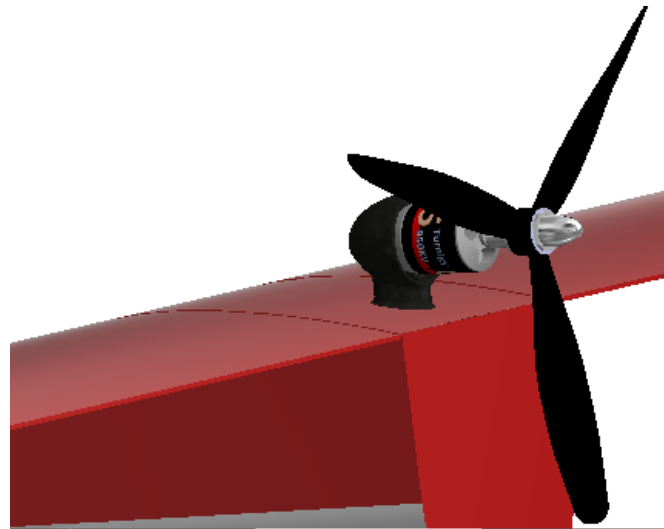


Figura 16 Sistema de propulsión pusher

La siguiente etapa es realizar una estimación de peso, para lo cual se presenta en una tabla los componentes que no se pueden cambiar u optimizar su peso.

Tabla 4 Componentes que no cambian de peso

Parte	Peso [g]
Motor	188
ESC	38
Hélice 3P	33
Receptor RC	9
Batería Lipo 3s 5000mAh	357
Tren de aterrizaje	80
Tubo alas	80
Tubo cola	70
TOTAL	855

Para la parte de fuselaje la cual se va a fabricar con madera de balsa y contrachapado se puede estimar el peso en base a modelos similares, dando un peso de 1 [kg]. Obteniéndose de esta manera un peso total de 1855 [g], se debe recalcar que esta es una primera estimación y que en las secciones posteriores se va a trabajar en mayor detalle con este factor.

3.2. Fase de diseño preliminar

Una vez estudiados algunos aeromodelos de similares características a las que se busca para este proyecto y haber planteado una configuración básica, se sigue con la fase de diseño preliminar en la que se van a dimensionar y ubicar cada componente del avión. Considerando que esta fase del diseño es una tarea ingenieril concurrente, multidisciplinaria e iterativa (Narbona González, 2016). Conjuntamente a esta etapa se empieza a trabajar con el programa de diseño mecánico Autodesk Inventor con el que se va a modelar la aeronave.

3.2.1. Peso y empuje

En la fase de diseño conceptual se estimó un peso de 1855 [g], sin embargo, para el estudio se va a sobredimensionar el peso llevándolo hasta los 2000 [g]. Entonces, se toma como referencia que el mini Piquero es un avión que tiene las características de un planeador o entrenador, teniendo una relación de empuje a peso entre 0.33 a 0.55 (Borrell, n.d.).

$$\frac{T}{W} = \frac{L}{D}$$

Ecuación 1 Relación empuje a peso

Donde:

T: Empuje [N]

W: peso [N]

L: Sustentación [N]

D: Resistencia [N]

A partir de esta relación se determina el empuje que debería tener la aeronave es de 1.1 [kgf].

3.2.2. Ala

Para la determinación de la geometría del ala se consideran varios aspectos que se van a tratar en esta sección, en la figura 19 se puede observar las partes que componen un ala.

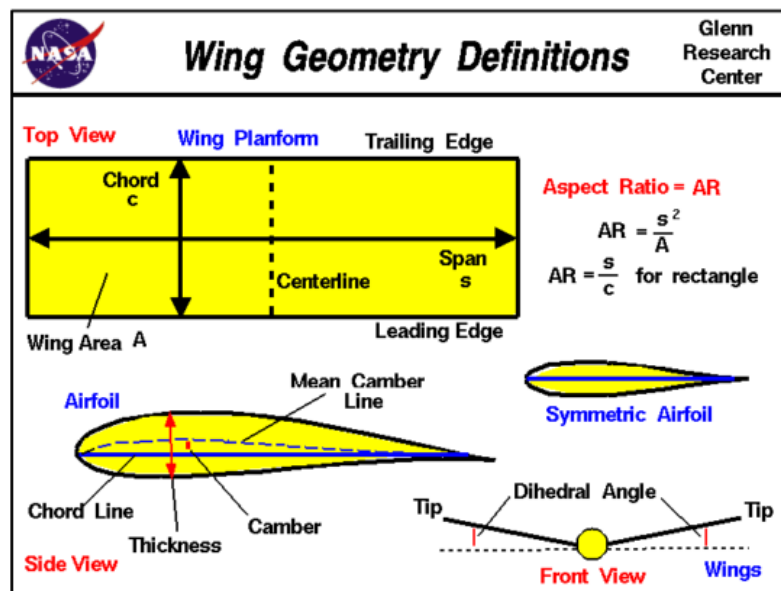


Figura 17 Geometría del ala (Hall, n.d.)

En primer lugar, se estima el área de la superficie alar considerando los datos de la tabla 5.

Tabla 5 Carga alar aproximada para aeromodelos (Simons, 1994)

Tipo de aeromodelo	Carga alar [Kg/m ²]
Alta velocidad, alta maniobrabilidad	6.7 - 7.92
Deportivos de velocidad moderada	4.87 - 6.7
Entrenadores de baja velocidad	3.65 - 4.87
Planeadores de baja velocidad	3.65 - 4.26
Planeadores no motorizados	2.43 - 3.65

Se considera que el Mini Piquero es un avión entrenador de baja velocidad por lo que se toma una carga alar de 4.87 [Kg/m²].

$$A = \frac{M}{WL}$$

Ecuación 2 Carga alar

Donde:

A: Área alar [m²]

M: Masa de avión [Kg]

WL: Carga alar [Kg/m²]

Del concepto de carga alar se despeja el área del avión tomando en cuenta la información de la tabla 5 con lo que se determina que el área alar preliminar del ala es 0.41 [m²].

Seguidamente, se tiene la selección del perfil aerodinámico, este factor influye directamente en la sustentación, resistencia al avance, momento del aeroplano. Para este avión se ha seleccionado el perfil NACA2414 para el ala y un NACA0012 para los

estabilizadores. Para el perfil aerodinámico del ala se seleccionó un perfil con una curvatura de 2% ubicado al 39.6% de la cuerda y un máximo espesor de 14% ubicado al 30% de la cuerda, ya que en la parte estructural un tubo de aluminio de 13 [mm] de diámetro atraviesa el ala. Por otro lado está el perfil que se usara en el estabilizador el cual es un perfil simétrico, usado ampliamente para este tipo de superficies, el cual tiene un espesor máximo ubicado al 30% de la cuerda y no tiene curvatura (Simons, 1994).

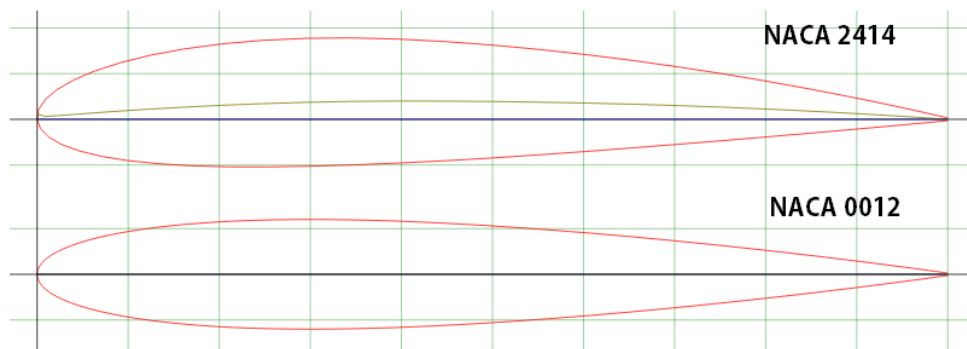


Figura 18 Perfiles aerodinámicos empleados para el Mini Piquero

El siguiente factor que se considera para el dimensionamiento del ala es el alargamiento el cual juega un papel muy importante, en este caso se elige un alargamiento

alto, ya que las condiciones de vuelo así lo ameritan. En la figura 21 se puede ver cómo afecta el alargamiento en la curva de sustentación.

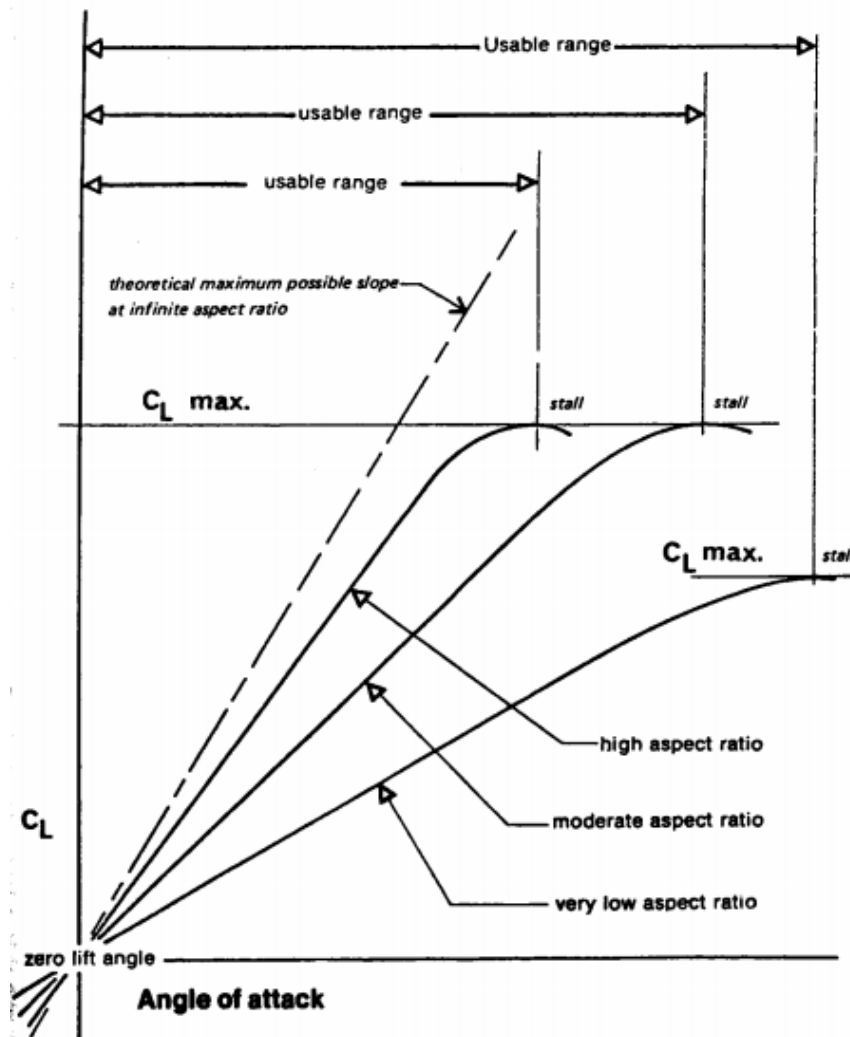


Figura 19 Efecto del alargamiento en la curva de sustentación (Raymer et al., 1992)

A continuación, se determina las dimensiones del ala partiendo del concepto de carga alar.

$$C_r = \frac{s}{AR} = \frac{A}{s}$$

Ecuación 3 Cuerda de un ala rectangular en función del alargamiento y envergadura

Donde:

Cr: Cuerda del ala rectangular [m]

S: Envergadura [m]

A: Área alar [m²]

AR: Alargamiento []

Considerando un alargamiento de 12, se emplea la ecuación 3 obteniendo una envergadura es 2.21 [m], así mismo se determina la dimensión de la cuerda raíz del ala 0.184 [m].

Otro aspecto muy importante para considerar es el número de Reynolds, que es una cantidad adimensional que también modifica las polares.

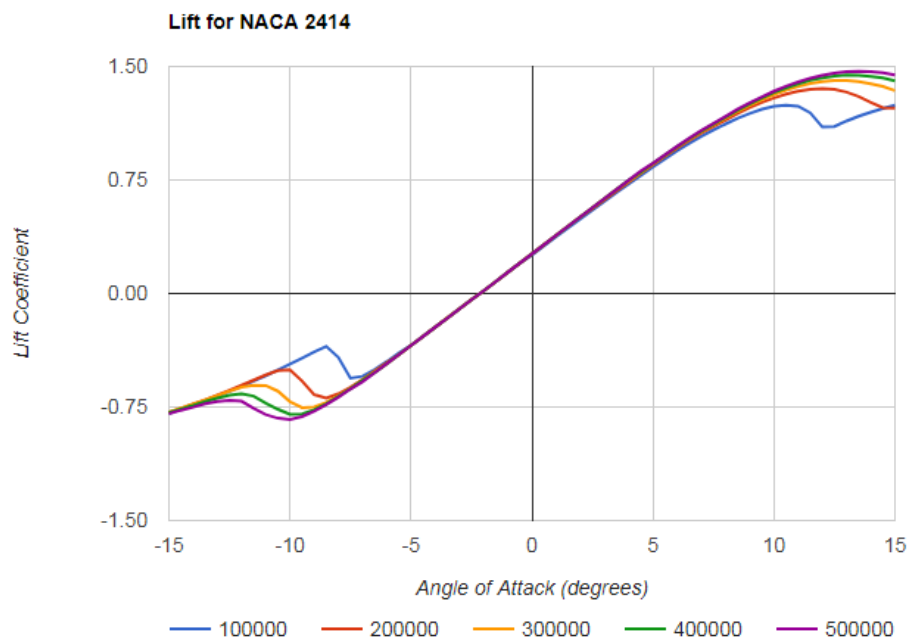


Figura 20 Sustentación vs Ángulo de ataque para diferente número de Reynolds

En la figura 22 se ve como el número de Reynolds afecta a la curva de sustentación, en este caso se comporta de manera contraria al efecto del alargamiento, pues a mayor número de Reynolds la gráfica se desplaza hacia la derecha. Para este caso

en particular se está trabajando a bajo número de Reynolds, para estimar un rango y empezar el estudio se recurre a la tabla 5 donde se muestran diferentes números de Reynolds en función del tipo de avión. Para el mini Piquero se toma como base de 100000 a 400000.

Aircraft type	Reynolds Number
Commercial aircraft	10,000,000 upwards
Light aeroplane	1,000,000 upwards
Sailplane at max. speed, wing root	5,000,000
Sailplane at min. speed, wing tip	500,000
Pylon racing model aeroplane at max. speed	1,000,000 (roots)
-	500,000 (tips)
Hang gliders, man-powered aircraft, ultra light aeroplanes	200,000 (tips)
.	600,000 (roots)
Multi-task R.C. sailplanes	
in speed task:	400,000
when soaring:	100,000
Large model sailplanes	
Thermal soaring:	100,000
penetrating:	250,000
A-1, A-2 sailplanes, Wakefields, Coupe d'Hiver etc. max.	80,000
min.	30,000
Indoor models, 'peanut' scale etc.	10,000

Figura 21 Numero de Reynolds en función del tipo de avión (Raymer et al., 1992)

Con la información obtenida anteriormente se empieza una nueva etapa del diseño preliminar, el estudio dimensionamiento del ala con ayuda del software XFLR5. Este es un programa de CFD (Computational Fluid Dynamics) de licencia libre diseñado para bajo número de Reynold. Dicho software tiene las capacidades de XFOIL, programa para el análisis directo de perfiles alares. Lo que le hace especial al XFLR5 es que usa los métodos de Lifting Line Theory, Vortex Lattice Method y 3D Panel Method. Adicional a esto el programa tiene una interfaz gráfica muy amigable con el usuario. Otra de las ventajas que tiene este programa es que los métodos usados son modelos matemáticos

bastante pulidos, en este caso se usa la versión 6 lanzada en el 2017 (Navas, 2016). Para realizar esta simulación se va a usar el manual del programa y algunas investigaciones realizadas con el mismo.

Para empezar, se selecciona el perfil alar y se define el rango de número de Reynolds que se determinó anteriormente y el rango de ángulo al cual se va a trabajar en este caso se realiza el estudio con 15 a -15.

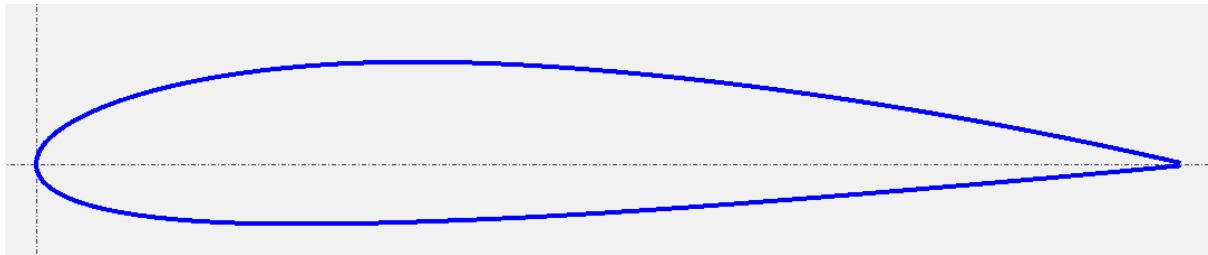


Figura 22 Perfil aerodinámico NACA 2414 en la interfaz de XFLR5

A continuación, se realiza un análisis de ambos perfiles con lo que se obtienen las polares del NACA 2414 y NACA 0012.

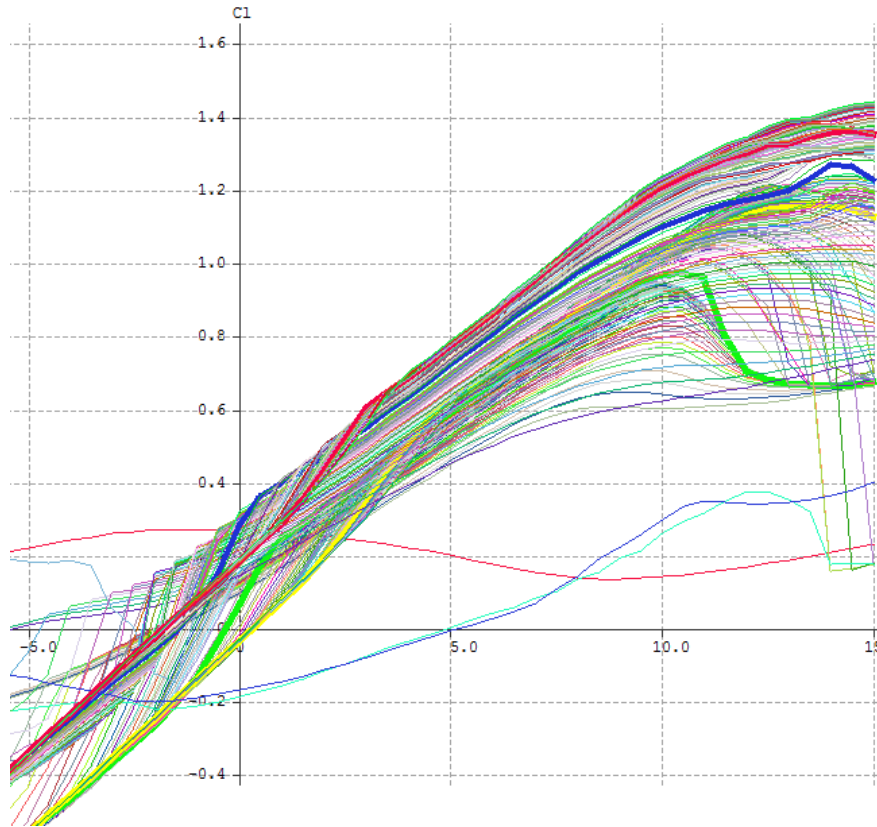


Figura 23 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque para un rango de Re 100000 - 400000

En la figura 25 se puede observar una de las gráficas que proporciona el programa XFLR5, otras gráficas que se puede obtener son las de coeficiente de arrastre, momento, desempeño aerodinámico, entre otras. Igualmente, que se pueden combinar los parámetros que el usuario desee y representarlos en una gráfica.

Una vez obtenido el análisis de los perfiles aerodinámicos, es hora de usar la opción de Wing and Plane Design. En esta etapa se presenta una interfaz gráfica en la que

se define el ala con las medidas que anteriormente se calcularon: envergadura $s=2.2$ [m] y cuerda alar $Cr=0.18$ [m].

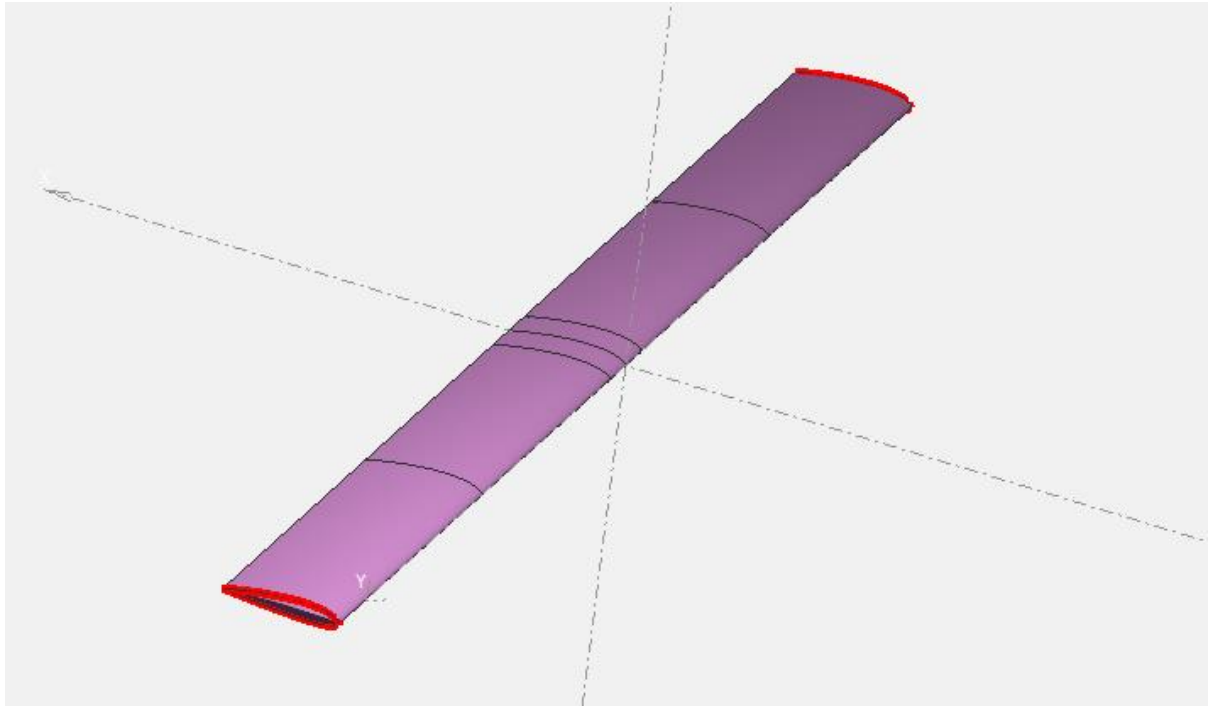


Figura 24 Ala en XFLR5

Una vez dimensionada el ala se procede a realizar el análisis respectivo, en este caso se utiliza un análisis de sustentación fija y LLT, recomendado en el manual. Para este estudio se requiere definir los siguientes parámetros.

Tabla 6 Parámetros para realizar análisis de un avión XFLR5

Parámetro	
Tipo de Análisis	Tipo 1: Fixed speed Tipo 2: Fixed Lift Tipo 3: Fixed aoa
Método de análisis	LLT VLM1 VLM2 3D Panels
Inercia	Masa de avión

	Posición de centro de gravedad
Resistencia al avance extra	Coefficiente de resistencia para el fuselaje Área del fuselaje [m ²]
Datos del ambiente	Densidad [Kg/m ³] Viscosidad cinemática [m ² /s]

Para este caso en específico en el que solo se va a estudiar el ala. Se definen parámetros necesarios como la masa del avión, posición del centro de masa, densidad del aire y viscosidad cinemática, estas últimas son obtenidas mediante una herramienta en el programa. En este caso los vuelos se van a realizar a 2800msnm y 0msnm por lo que se compara las dos situaciones.

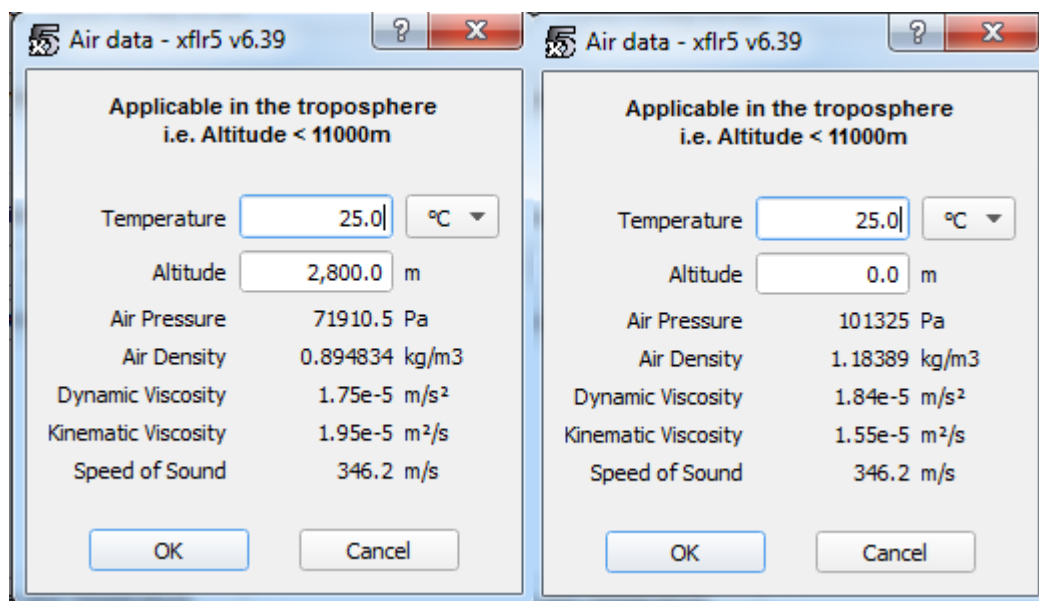


Figura 25 Herramienta de datos del aire

Realizando el primer análisis se muestra una comparación entre los diferentes métodos, demostrando que el LLT es un método más aproximado para el análisis del ala

únicamente. Ya que para los siguientes análisis en los que interviene la estabilidad se emplea el método VLM2.

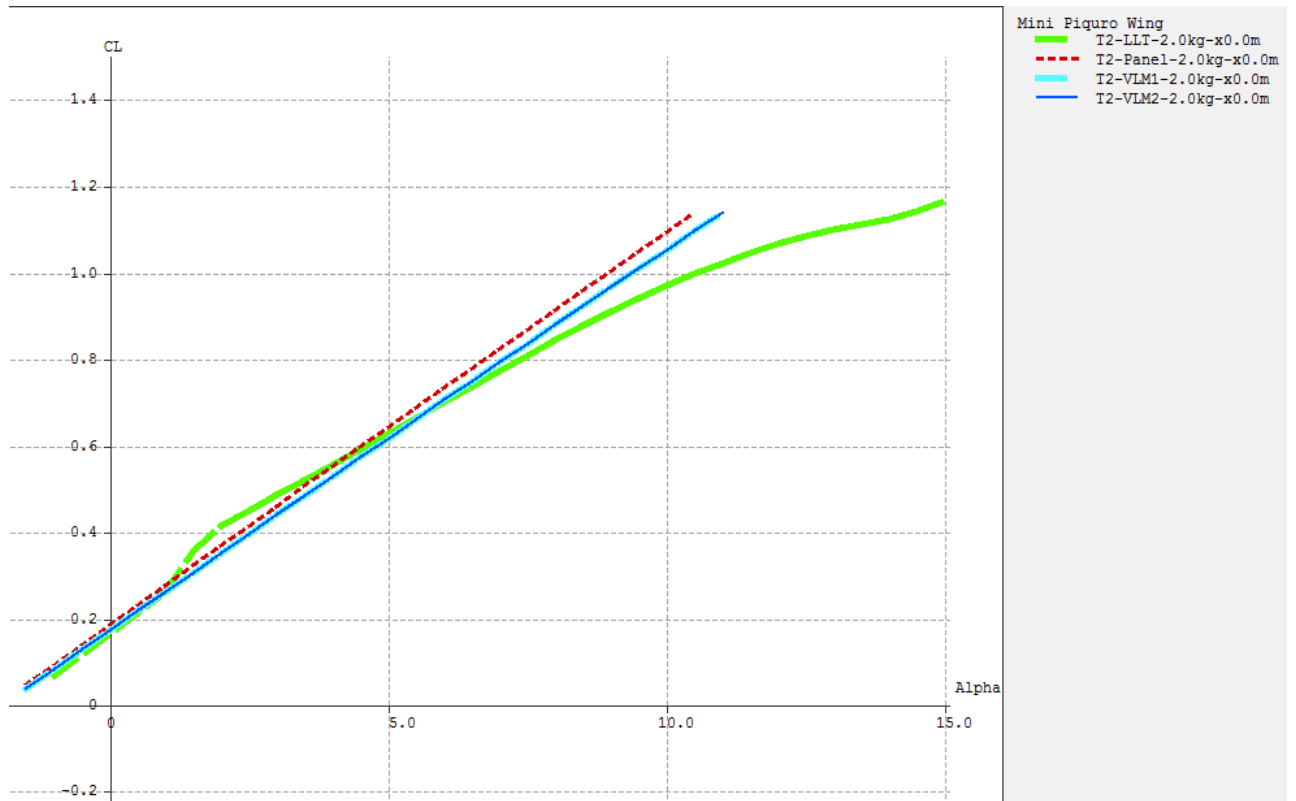


Figura 26 Coeficiente de sustentación del ala vs Ángulo de ataque para los diferentes métodos

Entonces se realiza el análisis del ala rectangular con las primeras características determinadas. Se obtienen las siguientes graficas que se ilustran en la figura 29.

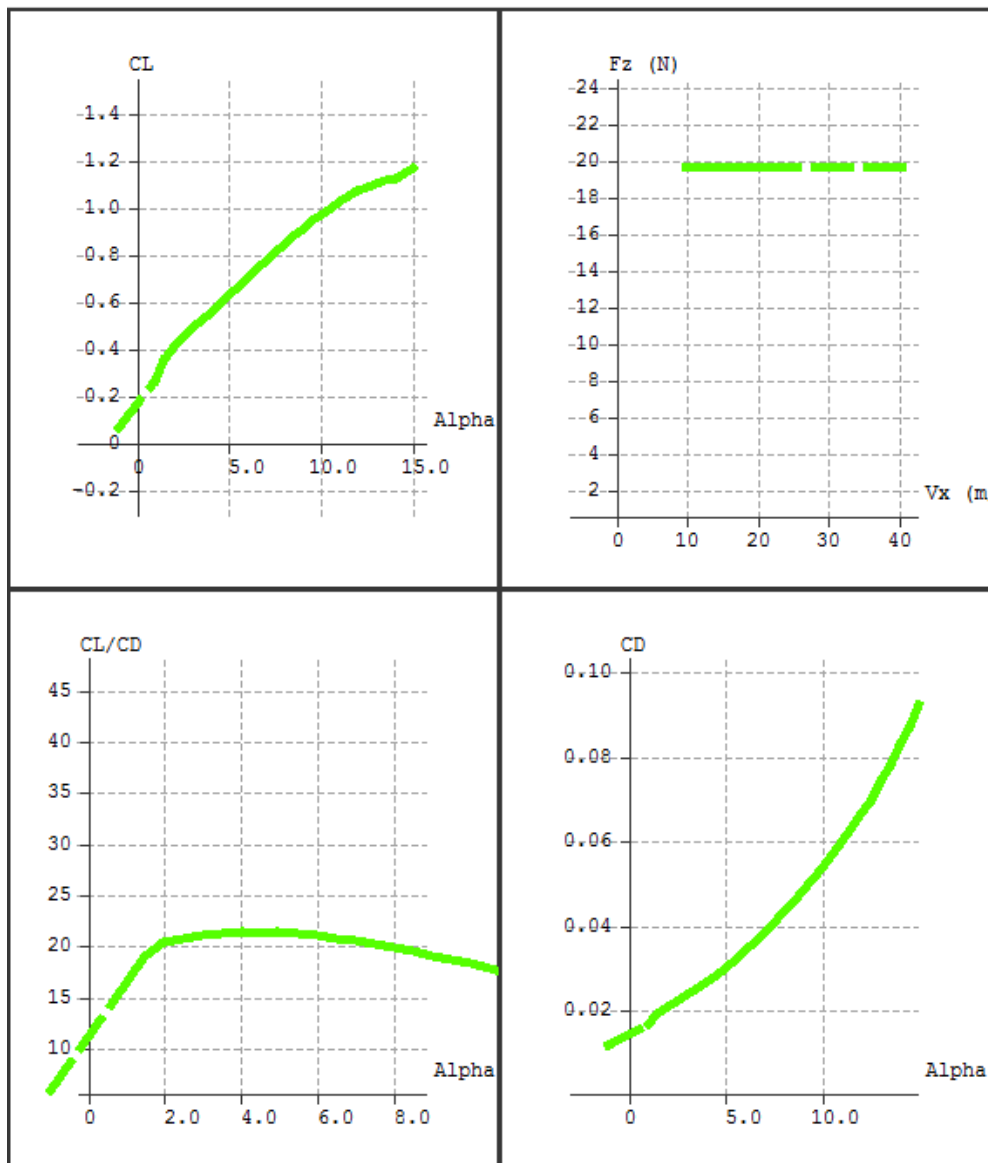


Figura 27 Polares del ala rectangular

A partir de estas polares se pueden obtener la velocidad de perdida (superior derecha),

$V_s = 9,8$ [m/s] para una altura de 2800msnm que es la altura de Quito; sin embargo, el objetivo principal es hacer que el avión vuele a nivel del mar, por lo que se

realiza una gráfica en la que se pueda comparar la variación de las polares a diferentes alturas.

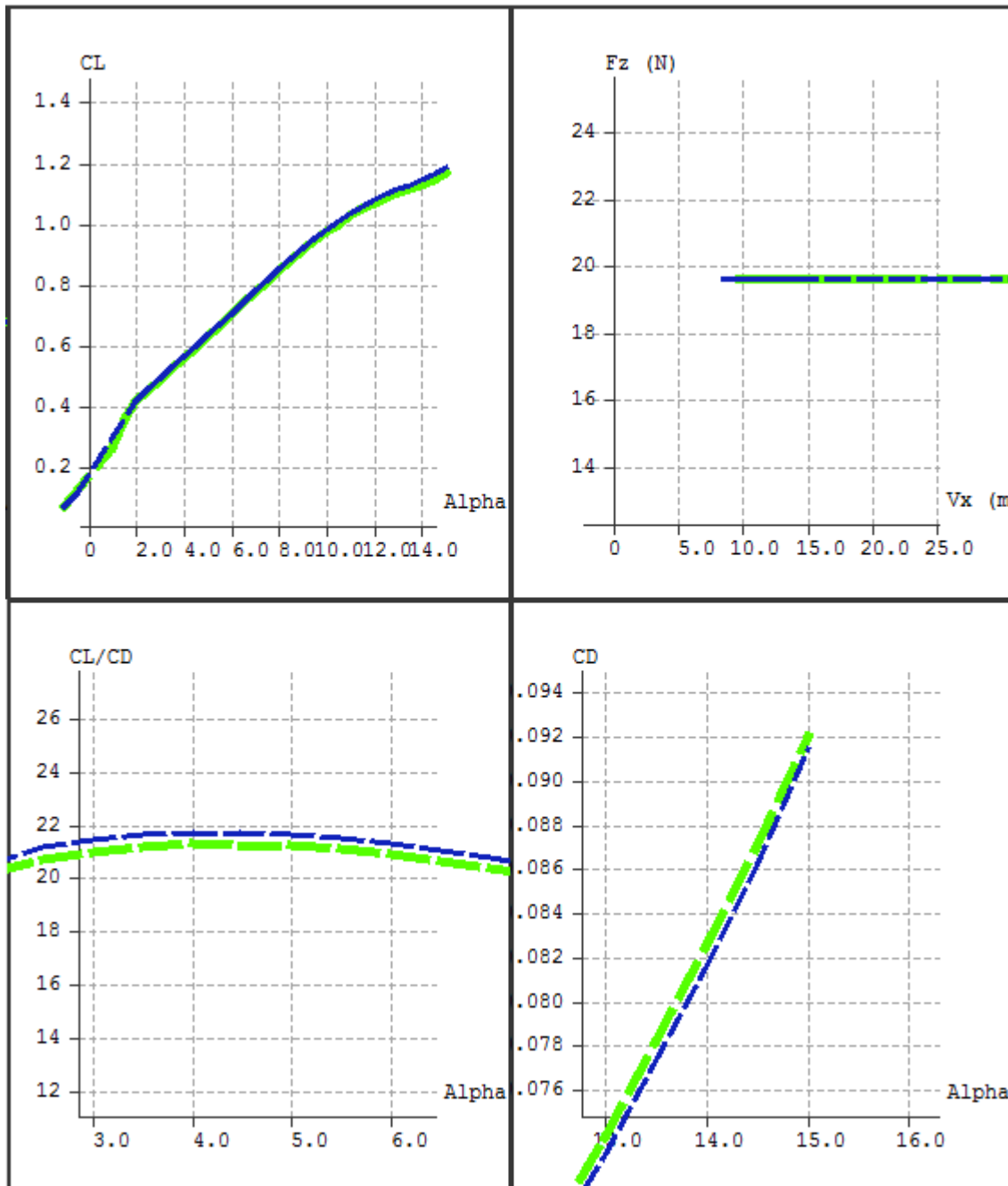


Figura 28 Polares para el ala rectangular a nivel del mar y a 2800 [m] (verde) sobre el nivel del mar (azul)

Los resultados obtenidos muestran que a nivel del mar la velocidad de perdida es 8.6 [m/s]. Además, la gráfica de CL/CD vs Alpha a nivel del mar tiene un mayor

desempeño que a 2800 msnm. En la tabla 7 se muestra un resumen de los datos obtenidos realizando un estudio para diferentes alturas.

Asimismo, se debe considerar que un ala rectangular tiene mayor resistencia al avance por lo que al ala rectangular se le da un estrechamiento, tratando de no alterar las propiedades que se tenía, como lo es la velocidad de perdida, el coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia al avance. A partir de esta iteración se obtiene un ala de 2.18 [m] de envergadura, esta a su vez está compuesta de una zona rectangular cuyas dimensiones son:

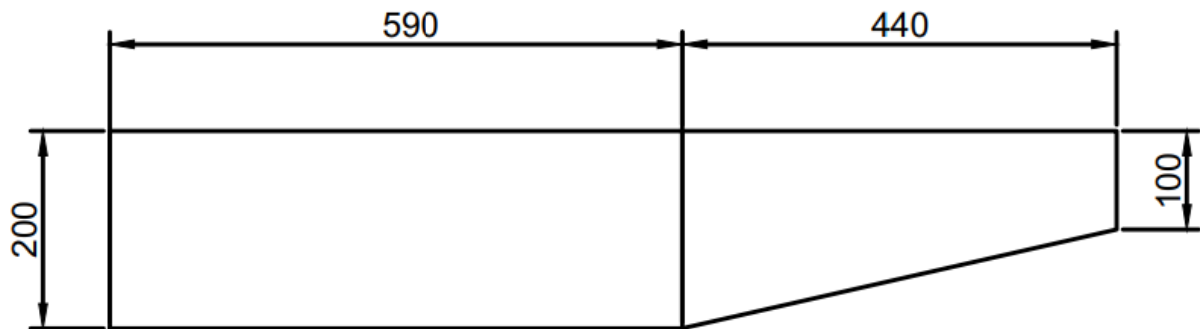


Figura 29 Dimensiones del ala rectangular con estrechamiento

Realizando el estudio de esta geometría de ala se obtiene los datos de velocidad de perdida que se muestran en la tabla 7.

Tabla 7 Velocidad de perdida a diferentes alturas del ala rectangular y ala con estrechamiento

Ala rectangular		Ala rectangular con estrechamiento	
Velocidad de perdida [m/s]	Altitud [msnm]	Velocidad de perdida [m/s]	Altitud [msnm]
8.32	0	8.48	0
9.15	1800	9.38	1800
9.65	2800	10	2800

Los datos indican que la diferencia entre velocidad de pérdida del ala rectangular y el ala rectangular con estrechamiento no es significativa y siguen cumpliendo con los

requisitos, además que el coeficiente de resistencia es el mismo para el ángulo de ataque de mayor desempeño aerodinámico, el cual es 4. Se debe mencionar que el ala con estrechamiento tiene una menor área, por lo que en el diseño estructural resultara ser más ligera.

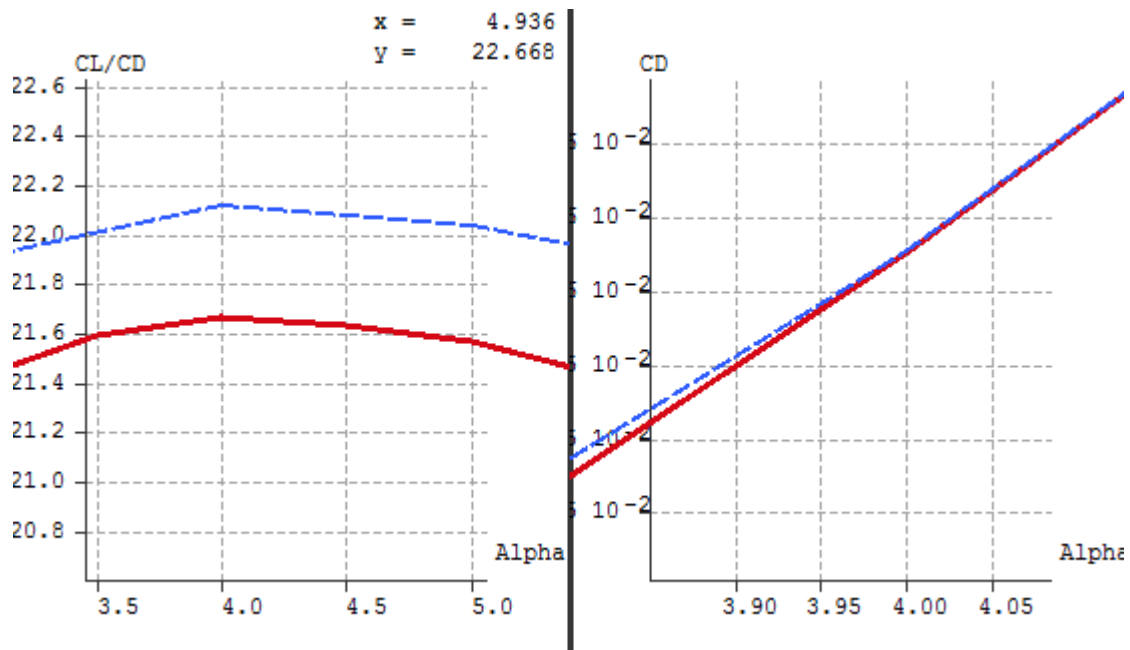


Figura 30 Desempeño aerodinámico y coeficiente de resistencia vs Alpha para el ala rectangular con estrechamiento a 0msnm (azul) y 2800msnm (rojo)

Los datos obtenidos anteriormente se van a validar con valores calculados mediante la ecuación de velocidad de perdida, además de obtener la velocidad mínima de despegue.

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{A \cdot \rho \cdot C_{L_{\text{max}}}}}$$

Ecuación 4 Velocidad de perdida

Donde:

Vstall: Velocidad de Perdida
 m: Masa [Kg]
 g: Gravedad 9.8 [m/s²]
 A: Superficie alar [m²]
 ρ: densidad del aire [Kg/m³]
 CLmax: coeficiente de sustentación máximo 1.2 []

Para el ala rectangular con estrechamiento se obtiene:

$$V_{stall@0msnm} = 8.65 \left[\frac{m}{s} \right]$$

$$V_{stall@2800msnm} = 9.95 \left[\frac{m}{s} \right]$$

La velocidad mínima de despegue se define como la velocidad a la que la fuerza sustentadora es igual al peso del avión cuando el coeficiente de sustentación alcanza el 80% del coeficiente de sustentación máximo (Jug, 2015).

$$V_{T/O} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot (0.8 \cdot C_{L_{max}})}}$$

Ecuación 5 Velocidad mínima de despegue

A partir de la ecuación 5 se obtiene:

$$V_{T/O@0msnm} = 9.48 \left[\frac{m}{s} \right]$$

$$V_{T/O@2800msnm} = 10.91 \left[\frac{m}{s} \right]$$

3.2.3. Estabilizadores y superficies de control

Para el dimensionamiento y posicionamiento de los estabilizadores se tomó en consideración medidas y proporciones estándar para aeromodelos (Hegde, Kishan, Nayak, & Chavan, 2014).

- Estabilizador horizontal: 20% - 25% del área alar
- Timón de profundidad: 20% - 25% de la cuerda del estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical: 7% - 12% del área alar
- Timón de dirección: 30% - 50% de la cuerda del estabilizador vertical
- Alerones: 25% de la envergadura y 30% de la cuerda alar
- Distancia entre LE del ala hasta LE del estabilizador horizontal: 2 – 2.7 veces la cuerda alar

A partir de lo cual se obtuvo que las siguientes dimensiones mostradas en la figura 33.

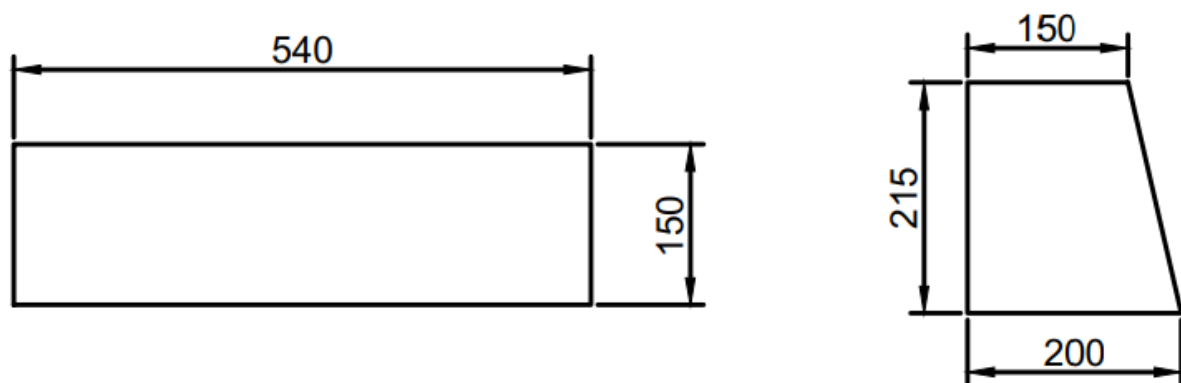


Figura 31 Dimensiones del estabilizador horizontal (izquierda) y vertical (derecha)

También se posiciona al estabilizador horizontal a una distancia de 390 [mm] desde el borde de fuga del ala hasta el borde de ataque del estabilizador. Cumpliendo con

las medidas y proporciones para aeromodelos. También se dimensiono las superficies de control, tanto de las alas como de los estabilizadores.

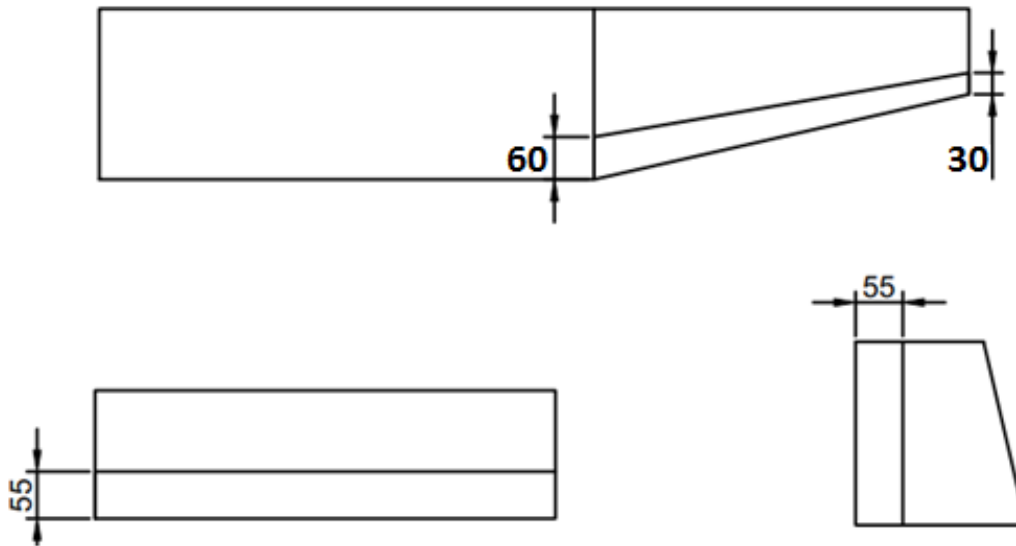


Figura 32 Dimensiones de las superficies de control

3.2.4. Estabilidad longitudinal

El estudio de estabilidad se va a realizar con el programa XFLR5, previamente se debe conocer las condiciones para que un aeroplano sea estable longitudinalmente.

Además de tener claro que las curvas que se obtienen para este análisis se las realiza con

el método VLM2, que a su vez son curvas que reflejan el comportamiento de todo el avión, no solo del ala (Scherrer, 2010).

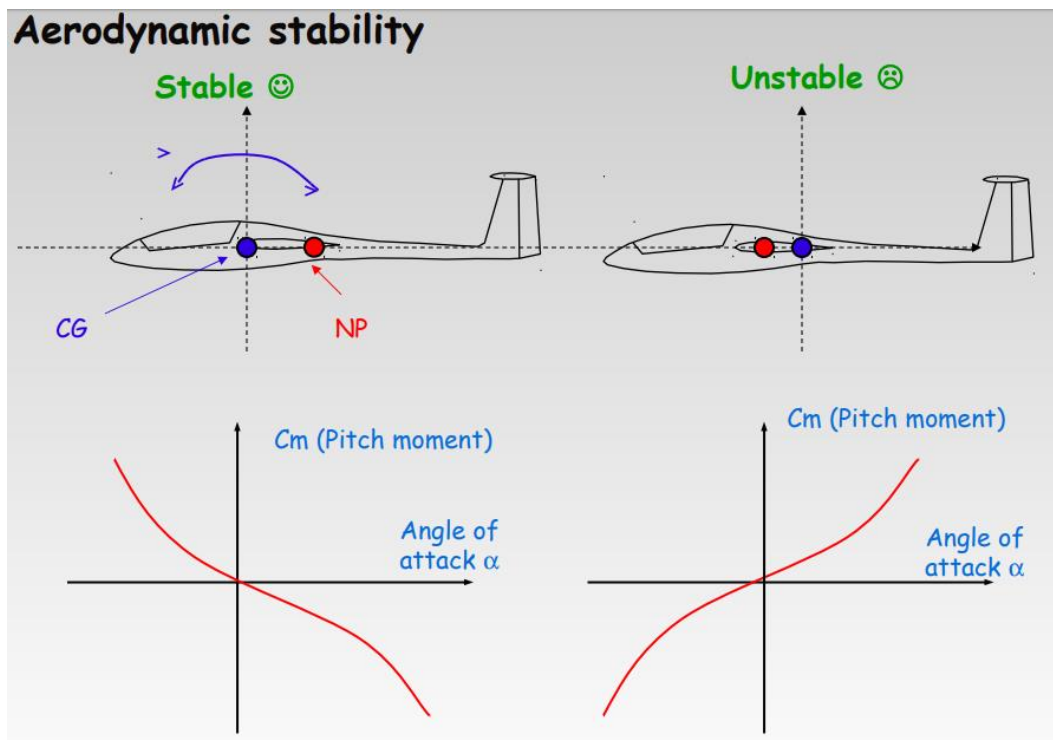


Figura 33 Estabilidad aerodinámica (Scherrer, 2010)

En la figura 35 se ve la primera condición, esta dice que el centro de gravedad del avión debe estar localizado por delante del punto neutro para tener un avión estable, de

esta manera se tiene una pendiente negativa para la curva de coeficiente de momento del avión.

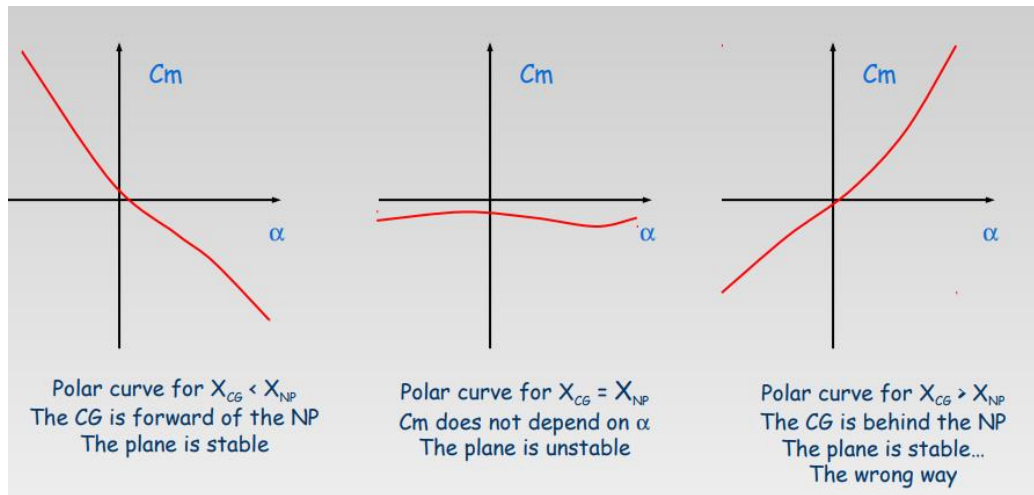


Figura 34 Efecto de la posición del CG en las curvas de coeficiente de momento del avión (Scherrer, 2010)

En la figura 36 se muestra cómo afecta la posición del CG en el comportamiento del avión y como este se ve reflejado en las curvas. También se muestra cómo se podría determinar la posición del punto neutro.

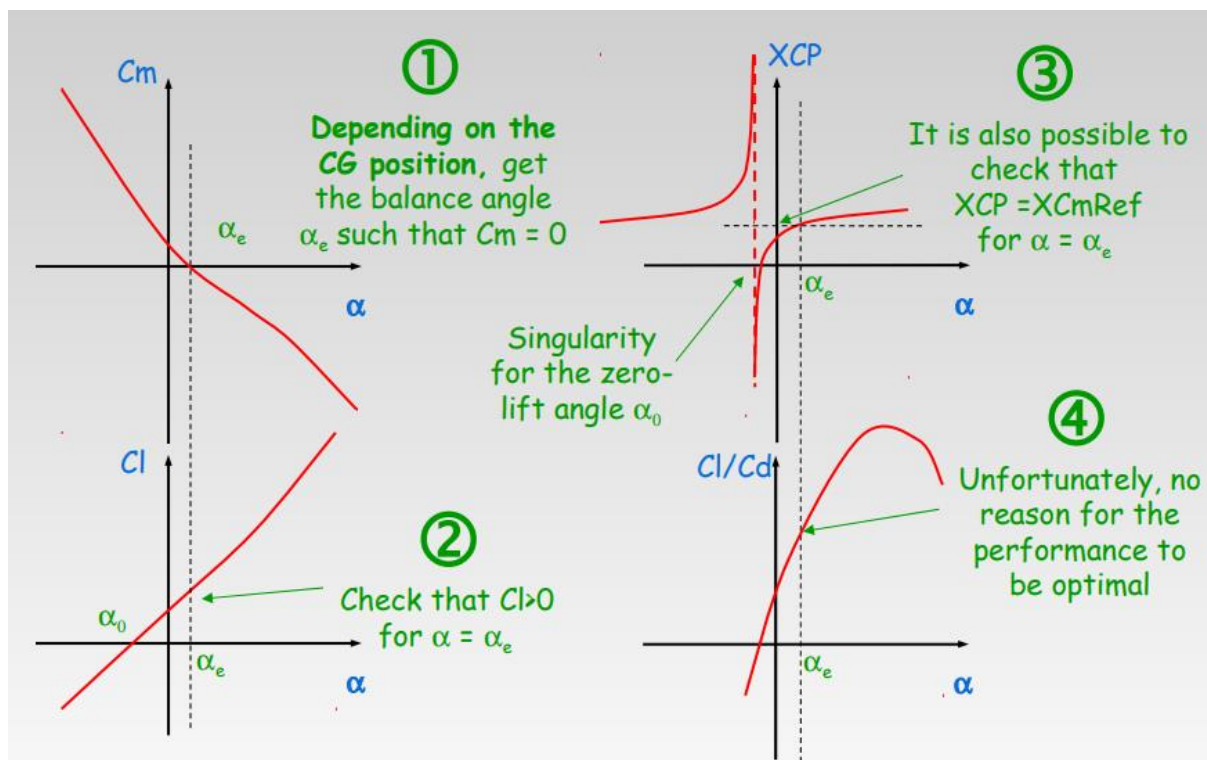


Figura 35 Iteraciones requeridas para un vuelo estable (Scherrer, 2010)

En la figura 37 se muestran las iteraciones que se realizan en el software con el fin de obtener un vuelo estable. En resumen, se debe tener una pendiente negativa para la curva C_m vs α , el ángulo en el que C_m es cero debe coincidir con el ángulo de mayor desempeño aerodinámico CL/CD , es decir que a ese ángulo el avión deberá volar para tener el mejor rendimiento. Para realizar estas iteraciones se pueden cambiar varios factores, el primero es la posición del CG tanto en el eje x como en z. En segundo lugar, se puede modificar el ángulo de incidencia del estabilizador y por último las dimensiones. Tras haber cumplido con las condiciones se puede generar una gráfica de C_m vs V_x para determinar la velocidad a la que el avión deberá volar para ser más eficiente, esta es la velocidad crucero (Scherrer, 2010).

Para comenzar con el estudio se emplea la interfaz de programa para definir la geometría del avión, así como se ilustra en la figura 38.

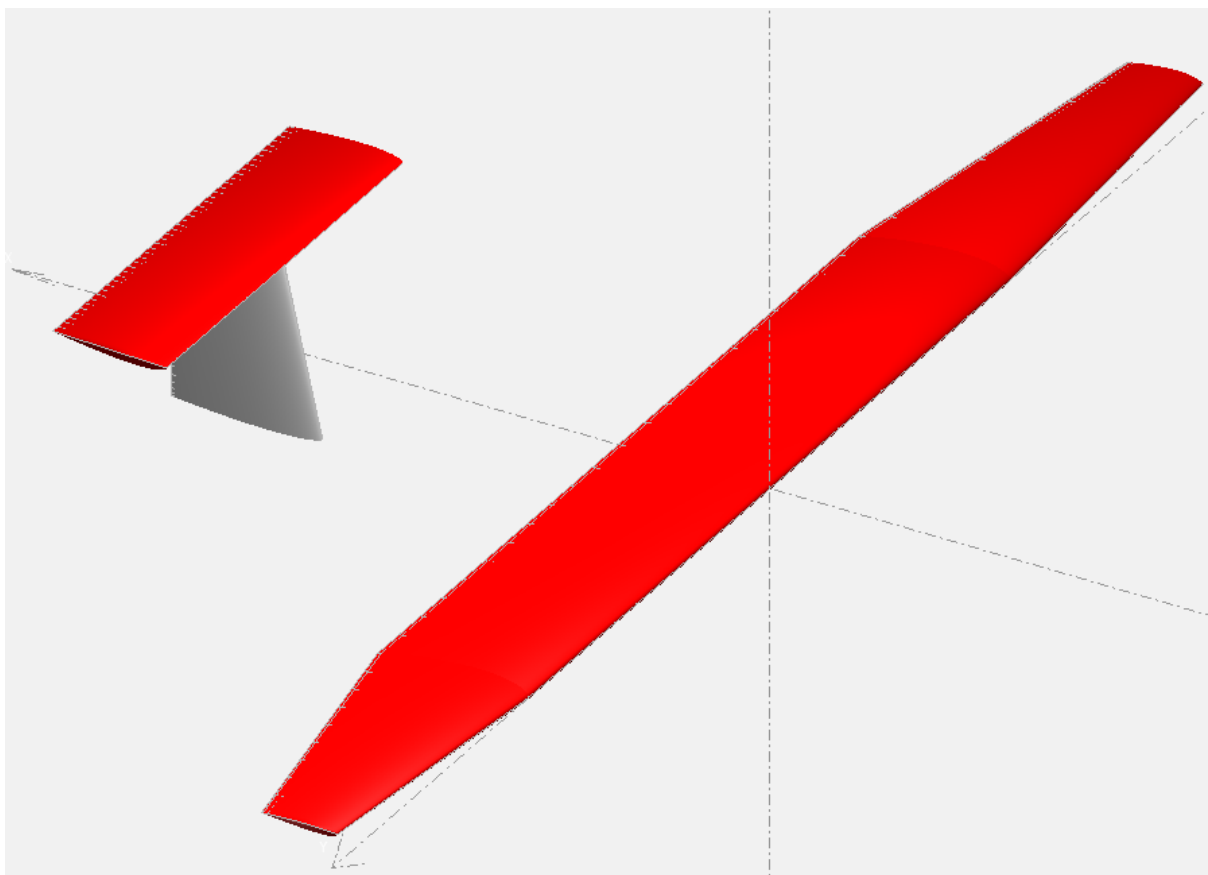


Figura 36 Aeronave vista en la interfaz gráfica de XFLR5

A continuación, se realiza el mismo procediendo que se hizo con el ala, pero esta vez se toma en consideración los gráficos que afectan la estabilidad.

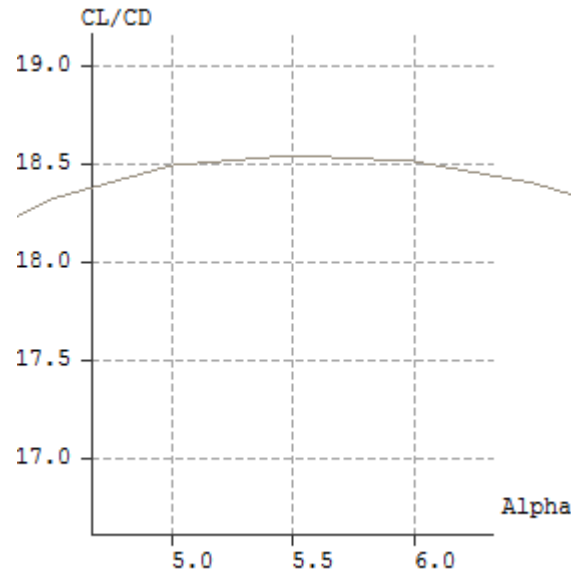


Figura 37 CL/CD vs Alpha

A partir de la gráfica 39 se determina que el rango para que el ángulo tenga el mayor CL/CD esta entre 5 a 6 grados. Esta gráfica no se vuelve a revisar, ya que no depende de la posición del CG. A continuación, se estudia la curva Cm vs Alpha haciendo iteraciones con la posición del CG en el eje X, manteniendo la posición en Z en 0 [m].

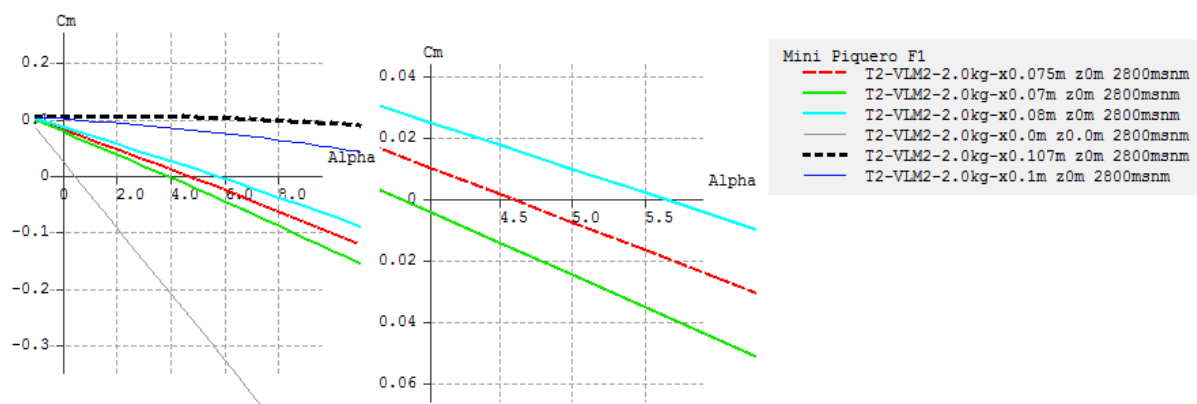


Figura 38 Cm vs Alpha para X-CG variable

En la figura 40 se observa en color turquesa que el centro de gravedad posicionado a 0.08 [m] haría que el avión sea estable. Sin embargo, aún no se considera el efecto del posicionamiento del CG respecto el eje Z por lo que se va a realizar más iteraciones variando la posición del CG en Z.

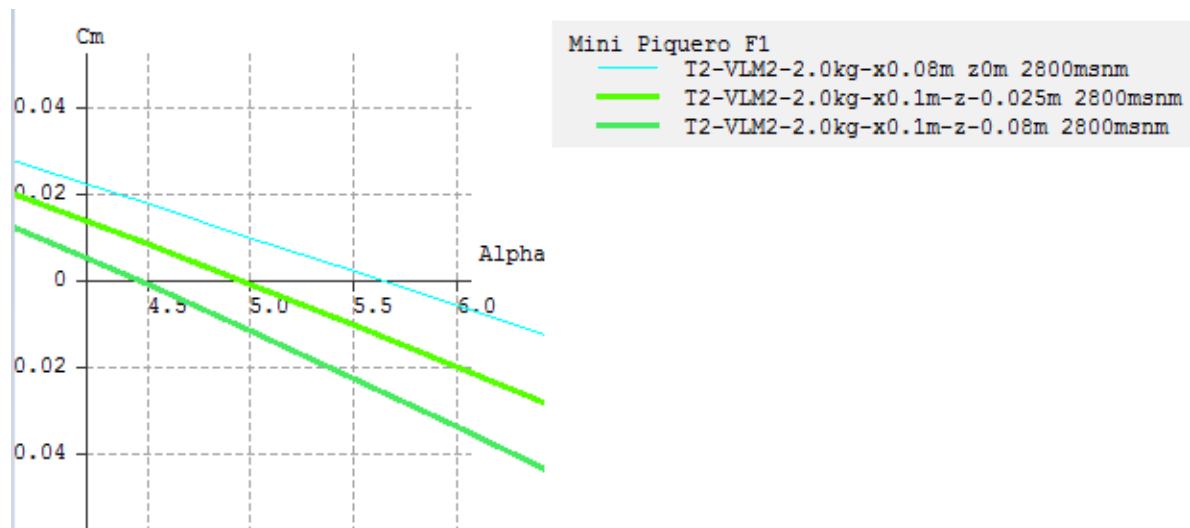


Figura 39 Cm vs Alpha para Z_CG variable

El rango que se va a variar Z_CG debe ser considerable ya que en esta etapa no se puede definir con exactitud, por lo que se hace una aproximación para un rango de 0 [m]

hasta 0.8 [m]. Según la gráfica 41 no se cumple las condiciones por lo que se deberá realizar una nueva iteración para el eje X.

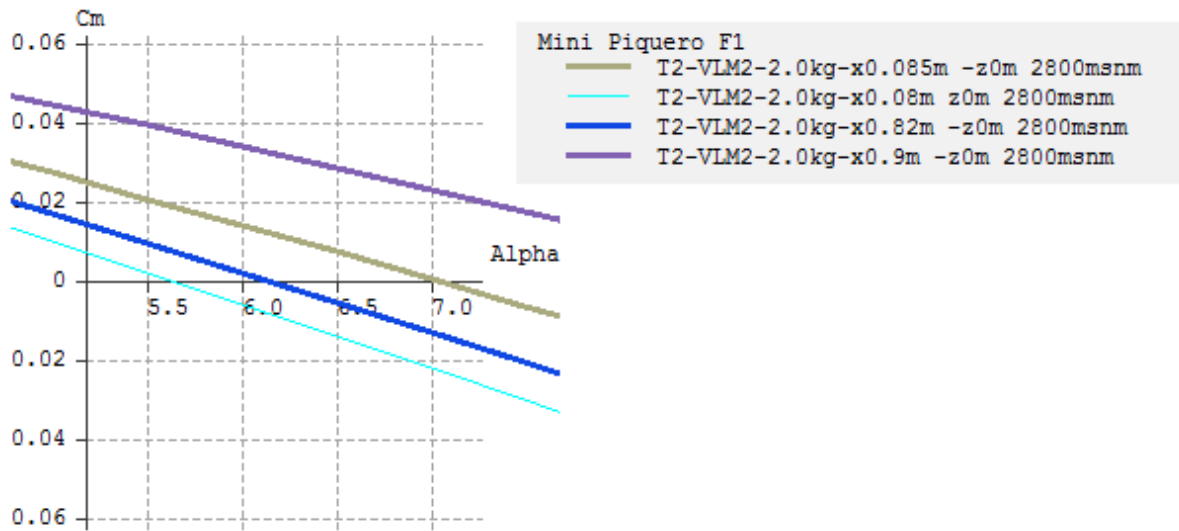


Figura 40 Cm vs Alpha para X_CG variable

En esta iteración se llega a encontrar un valor para la posición del CG en x que cumpla con los requerimientos, es te es $X_{CG}=0.082$ [m].

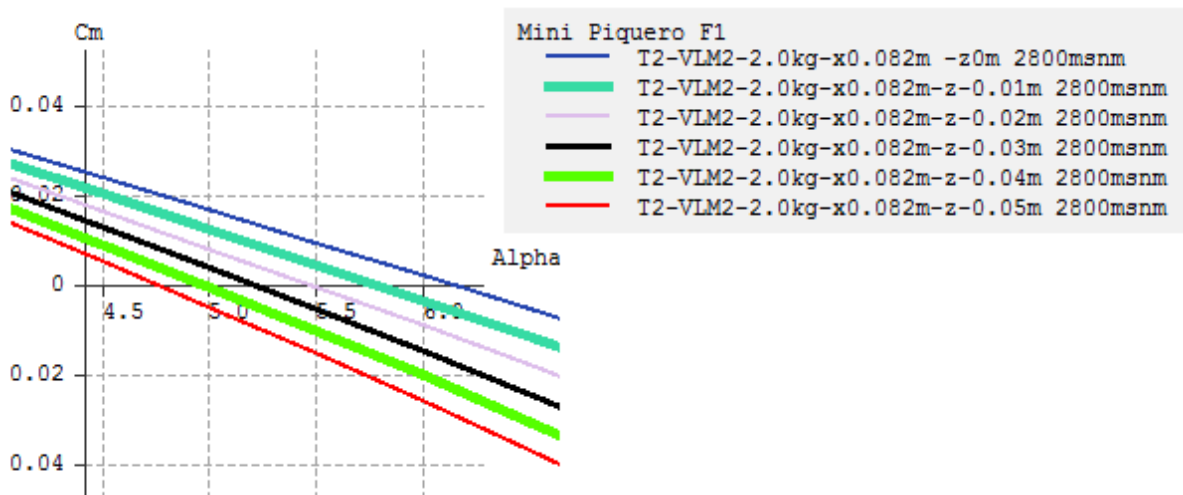


Figura 41 Cm vs Alpha para Z_CG variable

Al variar Z_{CG} desde 0 [m] hasta 0.05 [m] se puede establecer que el rango en el que podría ubicarse el Z_{CG} es de 0.01 [m] hasta 0.04 [m]. Lo cual es una aproximación razonable a este punto del proceso.

El siguiente paso es establecer una velocidad crucero en base a los datos obtenidos, para ello se genera una gráfica de C_m vs V_x .

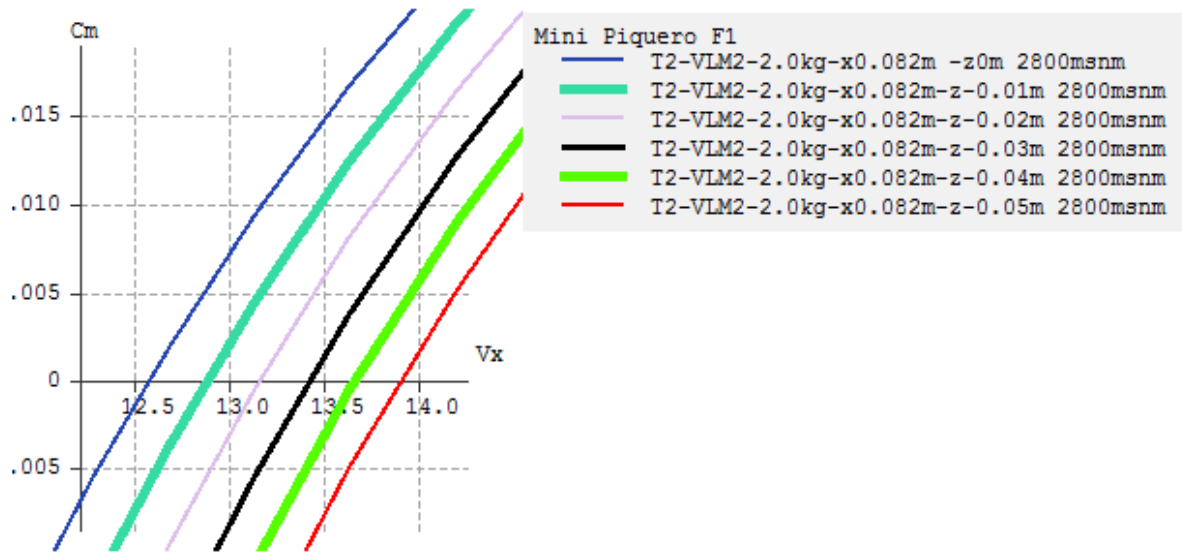


Figura 42 C_m vs V_x para Z_{CG} variable

Se obtiene que la velocidad crucero estaría entre 12.9 [m/s] a 13.9 [m/s].

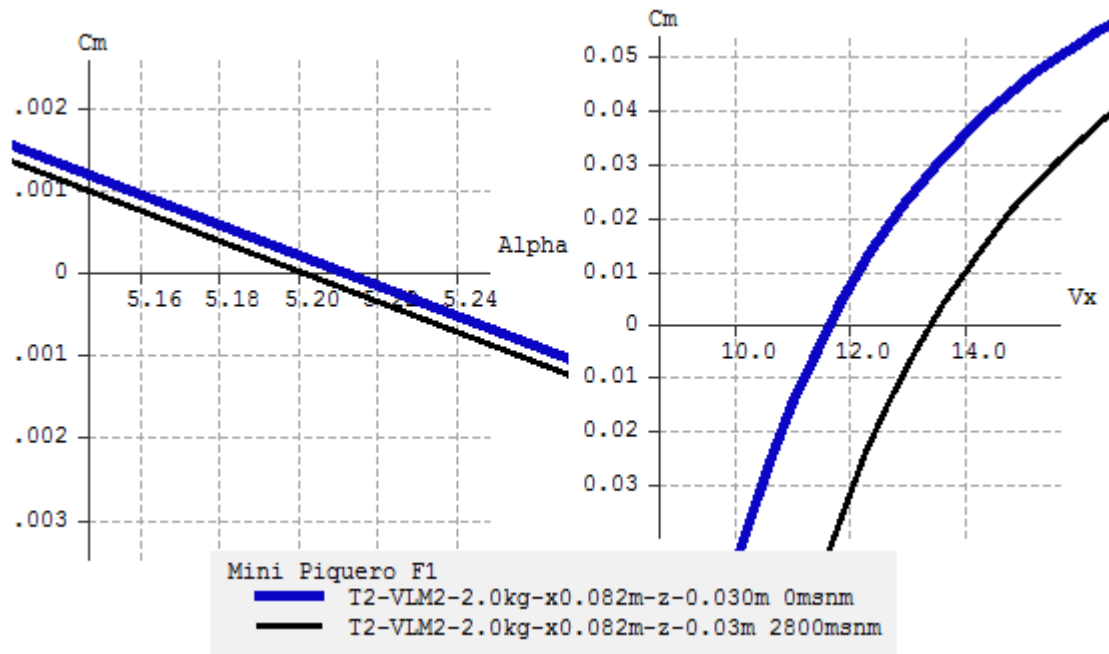


Figura 43 Efecto de la altura en las curvas de C_m

Anteriormente se hizo una comparación del efecto de la altura en las curvas, en la izquierda de figura 45 se puede observar como la varia en 0.2 grados de ángulo de ataque y en la velocidad crucero de 13.4 [m/s] a 11.7 [m/s].

3.2.5. Fuselaje

El fuselaje se dimensiono en base a las proporciones de aeromodelos y considerando las medidas de batería y componentes electrónicos que transporta el avión.

las medidas del fuselaje son 470 [mm] de longitud, ancho 120 [mm] y 140 [mm] de altura.

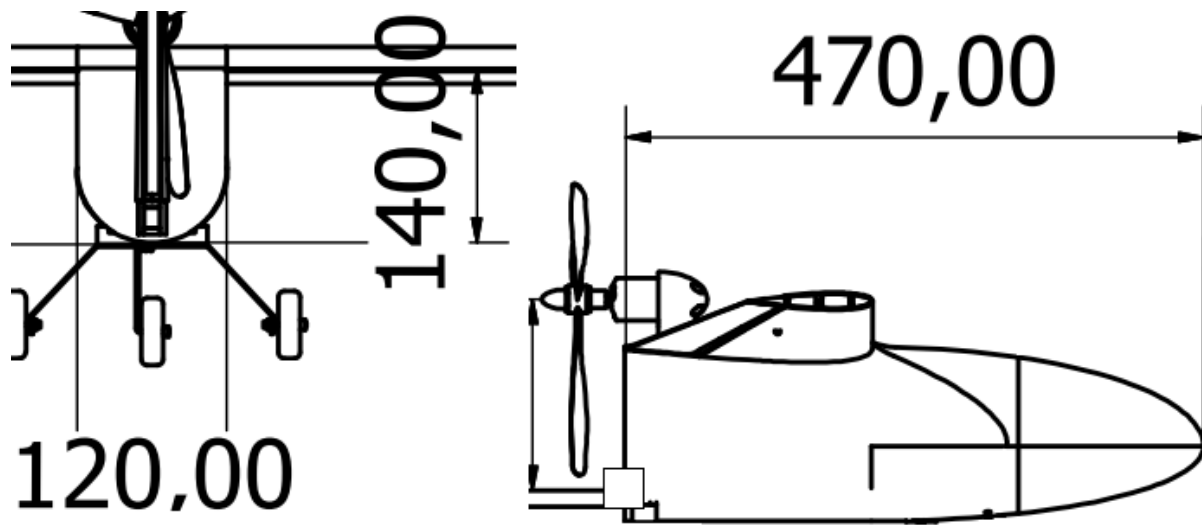


Figura 44 Dimensiones del fuselaje

3.2.6. Sistema de propulsión

La siguiente etapa tiene como objetivo encontrar un motor, hélice, batería y controlador electrónico de velocidad (ESC) que tengan el mejor desempeño, para esto se parte del empuje necesario de 1.1 [Kg] que se encontró previamente. Nuevamente se emplea una tabla de datos experimentales para seleccionar los motores, en este caso se van a usar motores eléctricos sin escobillas (brushless), los mismo que son más eficientes y en la actualidad se usan en la mayoría de los drones eléctricos. Para seguir con el proceso es muy importante comprender las principales características de este tipo de motores. En primer lugar, está el factor KV, esta es una cantidad que indica la velocidad de giro por cada voltio que se suministre al motor en revoluciones por minuto, por lo que los voltajes de las baterías van a jugar un papel muy importante en este proceso iterativo. Por ejemplo, un motor Turnigy G15 950KV al aplicarle un voltaje de 11.1 [V] tendría una velocidad de giro de 10 545 [rpm]. Sin embargo, se debe considerar que, a altos valores de KV se obtiene mayores valores de velocidad, pero menores valores de torque y viceversa (Bueno, n.d.). Por lo tanto, se debe encontrar una combinación adecuada, esto

se hace revisando datos del fabricante, el cual recomienda una hélice. Otro aspecto que influye es la disponibilidad de un motor en específico, así como de la hélice. Esto es un inconveniente ya que en nuestro país resulta difícil conseguir motores brushless.

Tabla 8 KV en función de la velocidad de viento

KV	Empuje	Empuje/Potencia [g/W]	Velocidad [Km/h]
1000	Alto	3.5 – 4.5	Baja velocidad 70
2000	Medio	2.5 – 3.5	Mediana y alta 140
3000	Bajo	1.8 – 2.5	Alta 210
4000	Mas bajo	1.8 – 2.5	Muy alta 280

En base a los datos de la tabla 8, se escoge un valor de 1000KV, ya que se requiere un avión de baja velocidad y alto empuje. Después se determina la relación potencia/peso con la ecuación 6, obteniendo un valor de 0.26 [W/g].

$$\frac{P}{T} = 0.17 \frac{KV}{1000} + 0.09$$

Ecuación 6 Relación potencia /peso

Donde:

P: Potencia [W]

T: Empuje [Kg]

KV: Numero de vueltas por voltio [RPM/V]

Con este valor se puede determinar la potencia necesaria igual a 286 [W], para elegir un motor se aplica un factor de diseño del 20% - 30% por lo que se obtiene una potencia requerida de 343 [W]. Enseguida también se obtiene el valor de empuje corregido de 1319 [g]. Con estos datos es hora de usar la herramienta online Ecalc, que contiene una base de datos con las características de rendimiento de motores y hélices de muchos fabricantes. Esta herramienta facilita mucho la búsqueda de un motor, hélice,

planear, por lo que el motor debe tener un ángulo de incidencia con el fin de apuntar hacia el CG y de esta manera el momento se anule.

3.2.7. Tren de aterrizaje

Para el diseño del tren se toman varias condiciones, la primera que el ángulo entre las ruedas traseras y la base del estabilizador vertical se menor a 15 grados, y la distancia del tren trasero al delantero depende del cuanto peso debe soportar el tren delantero. Para este caso se recomienda que sea 10% (M. H. Sadraey, 2010). También se debe considerar la disponibilidad del tren.

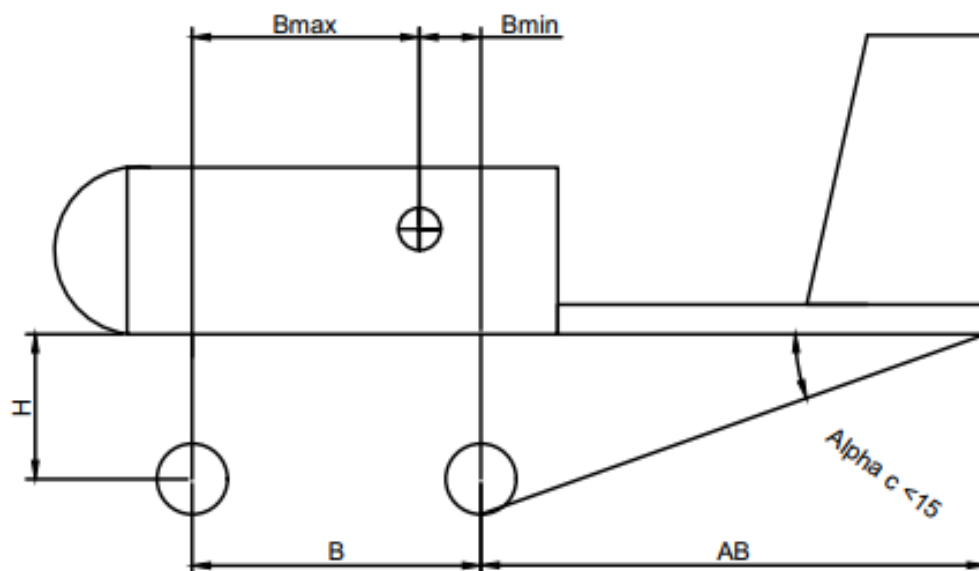


Figura 45 Tren de aterrizaje

Donde: $AB = 590$ [mm] a 670 [mm]

$$H = 80 \text{ [mm]}$$

Se determina que:

$\alpha_c = 7.72$ grados a 6 grados

$$F_n = 0.15 W = \frac{W \cdot B_{\min}}{B}$$

Ecuación 7 Fuerza sobre la rueda delantera

Donde:

F_n : Fuerza sobre la rueda delantera [N]

W : Peso del avión [N]

B : Distancia entre las ruedas del tren trasero al delantero [m]

B_{\min} : Distancia entre el centro de gravedad y la rueda trasera [m]

Para determinar la distancia entre las ruedas se realizó un gráfico para observar cómo se comporta esta al variar B_{\min} . En este caso se toma en cuenta que B_{\min} debe

estar cerca del CG y que el porcentaje de peso sobre el tren delantero es del 15% (M. Sadraey & Bertozzi, 2015).

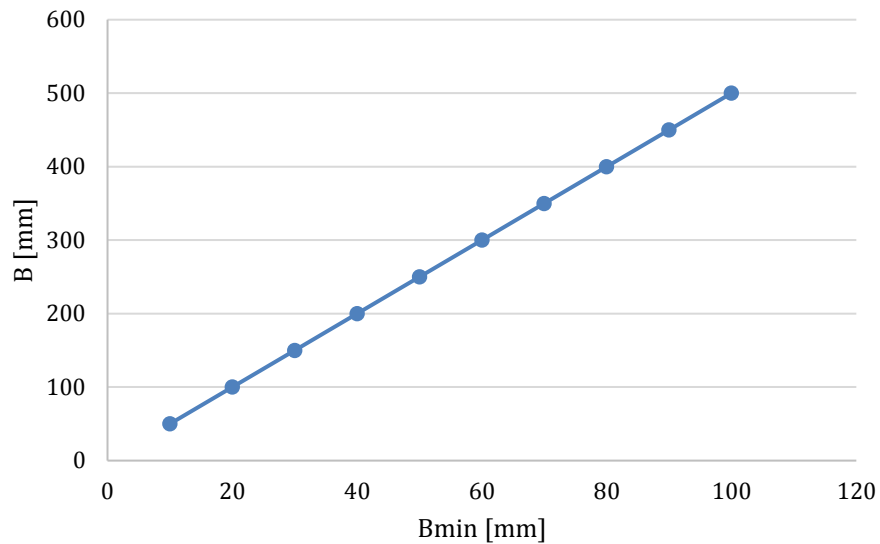


Figura 46 Distancia entre ruedas vs Bmin

Debido a que el fuselaje mide 470 [mm] de longitud, el tren trasero debe estar localizado entre 20 [mm] a 40 [mm], para que el tren este dentro de las dimensiones del fuselaje.

$$F_c = m \frac{V_s^2}{R}$$

Ecuación 8 Fuerza centrífuga (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)

Donde:

Fc: Fuerza centrífuga [N]

Vstall: Velocidad de pérdida [m/s]

R: Radio de giro [m]

En la ecuación 8 se calcula la fuerza centrífuga tomando en consideración la velocidad de pérdida y el radio de giro, llegando a tener una $F_c = 100$ [N], a partir de la cual se encuentra la distancia entre las ruedas del tren trasero $T = 300$ [mm].

$$T = 2 \frac{\frac{F_c}{3} \cdot H_{cg}}{m \cdot g}$$

Ecuación 9 Distancia entre ruedas traseras (M. Sadraey & Bertozzi, 2015)

Donde:

T: Distancia entre ruedas del tren trasero [m]

Fc: Fuerza centrífuga [N]

Hcg: Altura desde el piso al centro de gravedad [m]

m: Masa [Kg]

g: Gravedad [m/s²]

Con estos datos obtenidos se puede buscar un tren de aterrizaje que cumpla las características, esto se detallará en la siguiente sección.

3.3. Fase de diseño detallado

En esta sección se va a realizar el diseño estructural del avión, tomando los datos del diseño preliminar. Además de una revisión rápida de los métodos de manufactura

empleados para la construcción de este aeromodelo, específicamente para trabajar con madera.

3.3.1. Procesos de manufactura

Para la construcción de un aeromodelo se utilizan operaciones de proceso y operaciones de ensamblaje. Además, la selección de material y un análisis de las propiedades de este.

3.3.1.1. Selección de material

La madera es el material base para la fabricación de este aeromodelo, debido a que es un material ampliamente utilizado para este propósito, gracias a su ligereza en cuanto a peso, resistencia y sencillez para su manejo. A continuación, se enlistan los materiales usados y una breve descripción.

Tabla 10 Materiales (Alcaraz, n.d.)

Material	Descripción
Madera de balsa	Es la madera más ligera conocida con una densidad que varía entre los 100 y 150 [Kg/m ³], sus propiedades mecánicas son: Módulo de ruptura: 21.4 [MPa] Compresión paralela al grano: 14.9 [MPa] Cortante paralela al grano: 2.1 [MPa] Este material tiene una alta resistencia, es ligero y resulta ser fácil de realizar trabajos y reparaciones.
Madera de contrachapado (Plywood)	Es un material formado por láminas de varios tipos de madera pegados entre sí. En cuanto a las ventajas que tiene, es 18 veces más resistente a la balsa, sus propiedades mecánicas son más homogéneas, resulta ser más difícil que se propaguen grietas, se puede usar tornillos a diferencia de la balsa, sus propiedades mecánicas son: Módulo de ruptura: 114 [MPa] Tracción perpendicular al grano: 6.3 [MPa] Compresión paralela al grano: 56.3 [MPa] Compresión perpendicular al grano: 6.7 [MPa]

	Cortante paralela al grano: 13 [MPa]
Monokote	<p>Este es un material termoadhesivo con el que se recubre la madera para darle un mejor acabado, además de mejorar sus propiedades mecánicas (“Top Flite MonoKote,” 2017).</p> <p>Densidad: 0.61 [g/dm²]</p> <p>Resistencia a la tracción: 1.757 [Kg/cm²]</p> <p>Rangos de temperatura:</p> <p>Fijación a la madera: 102 – 116 [° C]</p> <p>Contracción parcial: 110 – 132 [° C]</p> <p>Contracción máxima: 132 – 177 [° C]</p>
Aluminio	<p>Este material será usado para el Tail-boom y el soporte de las alas, específicamente la aleación 6063, cuyas propiedades mecánicas son:</p> <p>Módulo de ruptura: 150 [MPa]</p> <p>Limite elástico: 90 [MPa]</p> <p>Modulo elástico: 69000 [MPa]</p>
Plástico PLA	<p>Este es un plástico, cuya densidad es 1.25 [g/cm³], usado para realizar piezas impresas en 3D, en los últimos años se ha implementado en la construcción de aeromodelos, ya que se puede fabricar rápidamente cualquier tipo de pieza. Sus propiedades mecánicas son:</p> <p>Módulo de elasticidad: 3500 [MPa]</p> <p>Limite elástico: 90 [MPa]</p> <p>Módulo de ruptura: 50 [MPa]</p> <p>Temperatura de transición vítrea: 60 [° C]</p> <p>Temperatura de fusión: 160 [° C]</p>

3.3.1.2. Operaciones del proceso de construcción

Las operaciones que se van a emplear durante la construcción se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 11 Operaciones de proceso

Operaciones de formado	Remoción de material	<p>Aserrado: corte de tubos de aluminio</p> <p>Taladrado: realizar agujeros en el aluminio</p>
------------------------	----------------------	--

		Corte laser: corte de la madera mediante un haz de luz. Lijado: dar forma a la madera
	Adición de material	Impresión 3D: fabricación de base para el motor
Operaciones de procesado de acabado	Limpieza y acabado	Lijado: operación manual para eliminar rugosidad e imperfecciones de la superficie
	Revestimiento	Entelado: recubrimiento con monokote para darle resistencia a la superficie del avión y menor rugosidad.

3.3.1.3. Operaciones de ensamblaje

Las operaciones de ensamblaje que se van a emplear durante la construcción se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 12 Operaciones de ensamblaje

Operación	Descripción
Caja y espiga	Proceso de unir varias piezas que encajan entre sí, esto también va acompañado por pegamento.
Pegado o encolado	Se usa pegamento para madera el cual penetra en las fibras, después se lleva un proceso de fraguado en el que la cola se convierte en un sólido de gran cohesión, haciendo que las piezas queden perfectamente unidas. Para este caso se usa cola para madera, pegamento epóxico y cianocrilato.
Empernado	Se usan pernos como medio de unión y armado en la estructura de avión.

3.3.2. Diseño estructural

Para empezar el diseño estructural es importante conocer los componentes de cada parte de un aeromodelo. Para ello se ilustra la figura 49, la cual servirá como referencia para el diseño estructural de cada parte del avión.

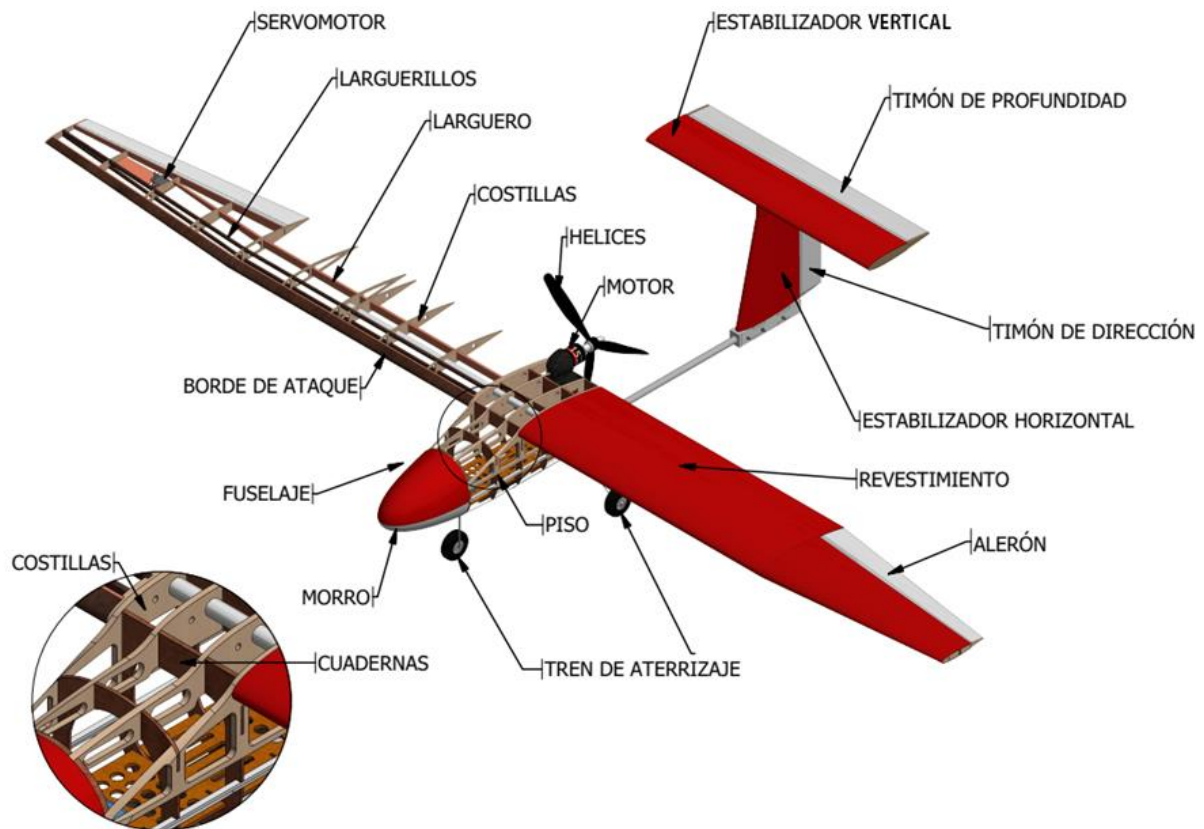


Figura 47 Estructura de un aeromodelo

Conservando la configuración del mini Piquero como se la desarrolló en la etapa de diseño preliminar se realizaron varias propuestas del fuselaje, considerando que este

debe llevar una carga útil y los componentes electrónicos, además de tener un sistema que permita retirar las alas y colocarlas con facilidad.

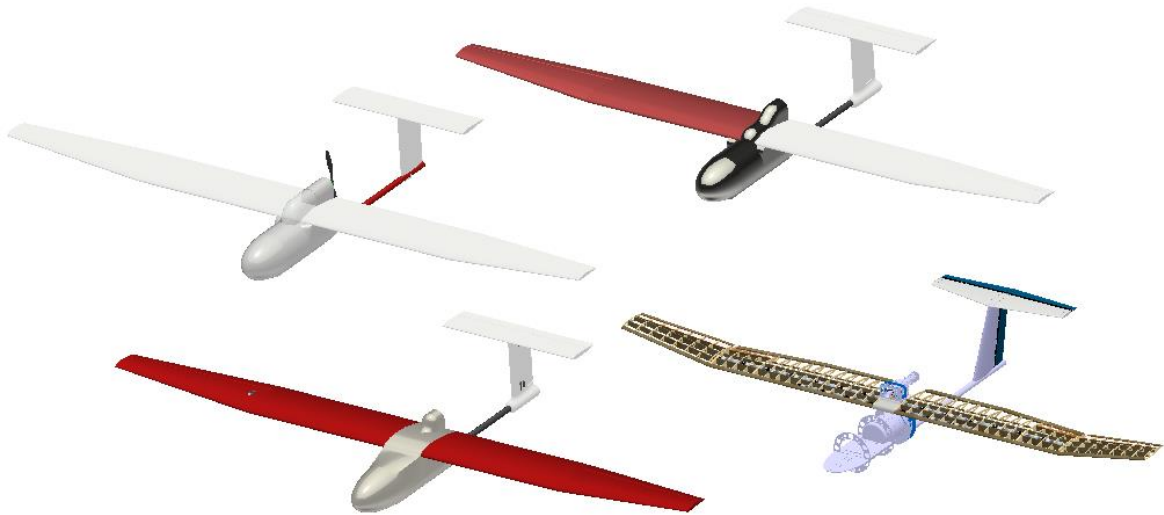


Figura 48 Varias propuestas para el diseño del mini Piquero

De una manera iterativa y observando otros aeromodelos se llegó a la propuesta final que se muestra en la figura 51, a partir de la cual se empezará con el diseño estructural de cada parte, es decir las alas, cola, fuselaje, sistema de propulsión y tren de aterrizaje.



Figura 49 Propuesta final de mini Piquero

Finalmente se modelo en el software Autodesk Inventor una aeronave que cumple con los requisitos de la misión. Empleando este programa se diseña cada parte estructural de la aeronave.

En esta etapa del diseño se consideran dos aspectos fundamentales que son el peso, la resistencia de cada componente, tomando en cuenta como se distribuyen y se dirigen las cargas a través de la estructura de la aeronave y de esta manera evitar agregar peso innecesario. Para lograr este objetivo de tener una aeronave ligera pero resistente se debe usar los materiales disponibles de una manera óptima, para ello se toman parámetros

de diseño de aeromodelos y se emplea ingeniería inversa para facilitar el diseño de partes de la aeronave.

3.3.2.1. Conjunto alar

El ala soporta cargas aerodinámicas, reacciones generadas por el empuje del motor y el contacto del tren de aterrizaje con el piso, además de momentos generados al mover las superficies de control. Para ello se emplean varios componentes:

- **Larguero:** viga que se extienden a lo largo del ala cuya función es soportar esfuerzos de flexión y torsión.
- **Larguerillos:** vigas que transmiten las cargas del revestimiento hacia las costillas.
- **Costillas:** componentes con forma del perfil alar que transmiten los esfuerzos del revestimiento al larguero.
- **Revestimiento:** capa de madera y monokote que da la forma y contribuye en la resistencia estructural del ala.
- **Herrajes:** componentes metálicos cuya función es hacer conexiones en el ala.

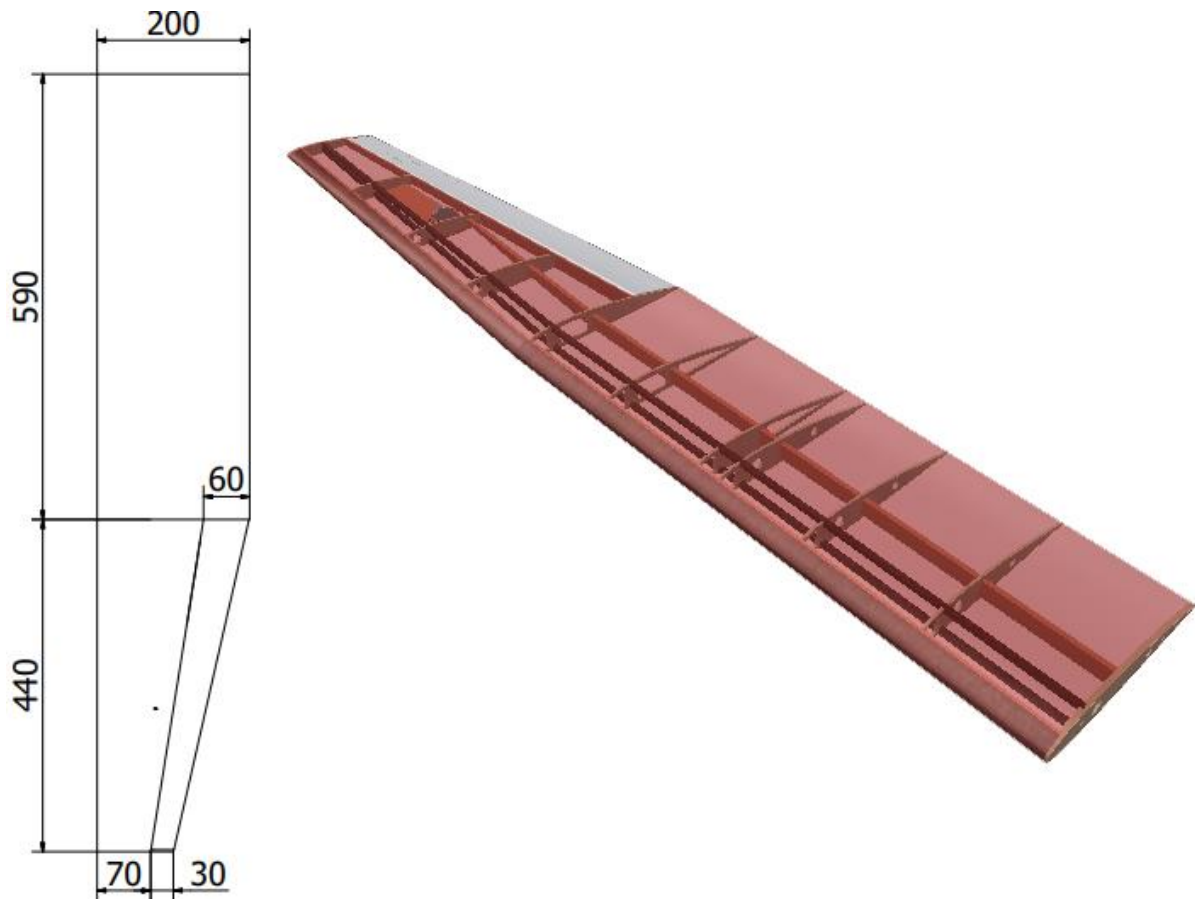


Figura 50 Conjunto alar

Para un correcto diseño del conjunto alar se empieza analizando el perfil aerodinámico, determinando el espesor de este; de esta manera se localizan los larguerillos de sección cuadrada de 5mm en la parte de mayor espesor, así mismo el tubo que servirá como larguero y sistema de unión con el fuselaje.

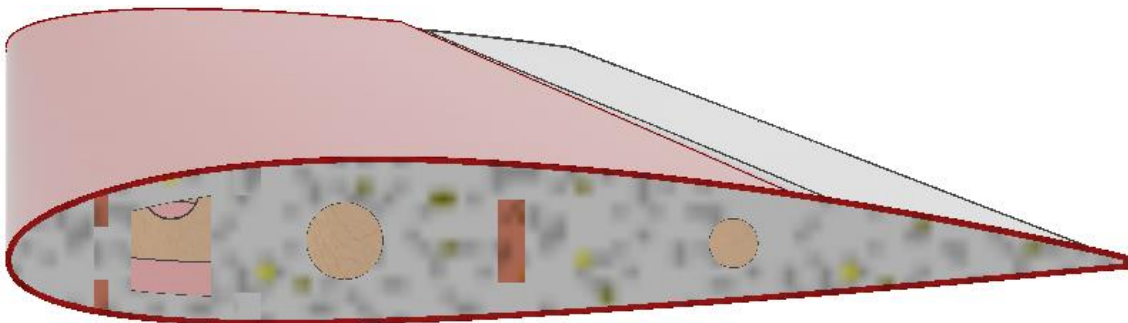


Figura 51 Diseño estructural del ala visto desde el perfil

Seguidamente se diseña el larguero principal, el cual tendrá una sección rectangular siendo económico y sencillo de construir. El larguero está compuesto de una

viga en balsa de 5mm de espesor y 15mm de altura, además un tubo de aluminio de 13mm de diámetro y 1.2mm de espesor. El borde de ataque es una barra de balsa maciza que se una a las costillas mediante un larguero de 3mm de espesor. El recubriendo se realiza con planchas de balsa de 1mm de espesor y monokote, se realiza de la forma como se muestra la figura 53. Las costillas se construyen en balsa de 3mm de espesor y únicamente la primera costilla con balsa de 5mm de espesor. El espaciamiento de costillas de muestra en la figura 54.

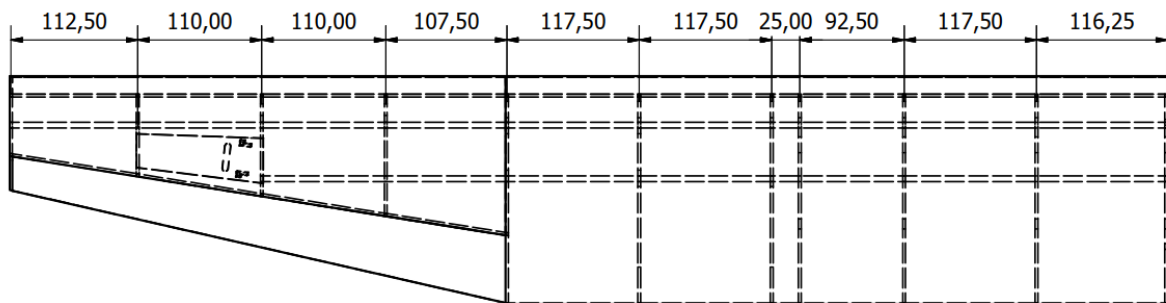


Figura 52 Espaciamiento de costillas

La siguiente parte es el alerón que está hecho de balsa de 10mm de espesor. Por último, está la caja donde se ubica el servomotor que está hecho de balsa de 5mm.

3.3.2.2. Conjunto estabilizador

Este conjunto comprende el estabilizador vertical y horizontal, los cuales se conforman estructuralmente igual que el ala.



Figura 53 Conjunto estabilizador

El estabilizador horizontal al igual que el ala tiene un larguero principal, el cual está hecho de balsa de 5mm de espesor y 12mm de altura, mientras que el estabilizador vertical tiene un sistema de larguero compuesto por una barra de sección rectangular y otra en forma de T para soportar las cargas generadas por el estabilizador horizontal y por sí mismo, para ello se usa balsa de 5mm de espesor. Se usan los larguerillos de sección

cuadrada de 5mm, las costillas internas tienen un espesor de 3mm y las externas de 5mm. De igual manera el borde de ataque el timón de profundidad y el timón de dirección son piezas macizas de balsa. El espaciamiento de costillas del estabilizador se muestra en la siguiente figura.

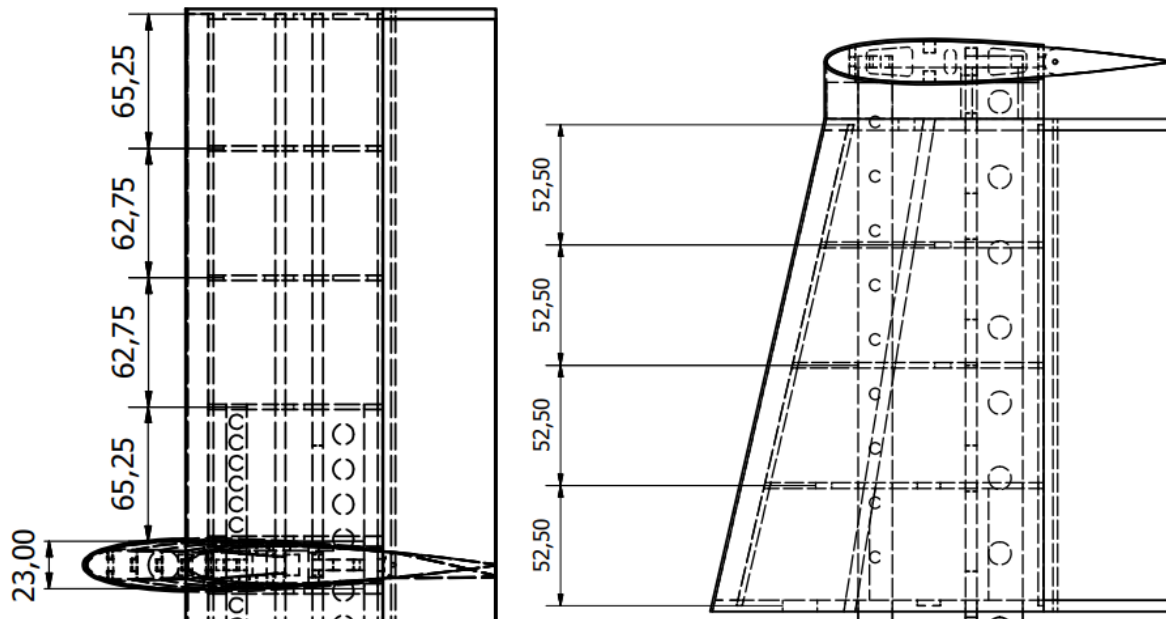


Figura 54 Espaciamiento de costillas EH (izquierda) EV (derecha)

3.3.2.3. Conjunto de fuselaje

El fuselaje al ser tipo cajón está compuesto por costillas, cuadernas, largueros, larguerillos y recubrimiento. Este tipo de fuselaje es el más adecuado para el propósito que se tiene, ya que

su construcción y reparación resulta sencilla.

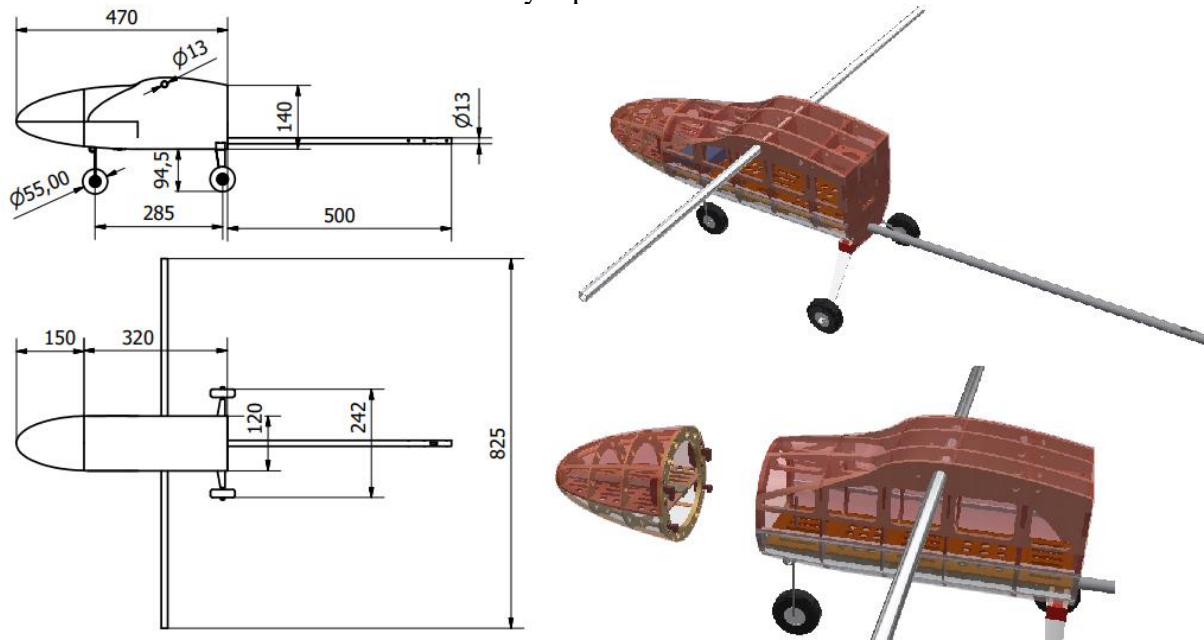


Figura 55 Conjunto de fuselaje y morro

Para el diseño del fuselaje se deja un área libre de 90mm x 50mm donde se ubicarán los componentes electrónicos, a partir de esto se ubican 6 costillas para el cuerpo del fuselaje, siendo las 4 internas de balsa de 3mm de espesor y las exteriores de 5mm de espesor. Esto se debe a que las zonas donde se ubica el morro y el sistema de propulsión deben soportar mayores cargas, para el sistema de propulsión son 1,6 Kg de empuje y para la conexión del morro son 357g del peso de la batería. Así mismo, las costillas son 4 que tienen un espesor de 5mm. Al igual que en las alas y estabilizador se emplean larguerillos de sección cuadrada de 5mm. Para finalizar, el larguero principal donde se ubica el tren de aterrizaje está hecho de contrachapado de 5mm.

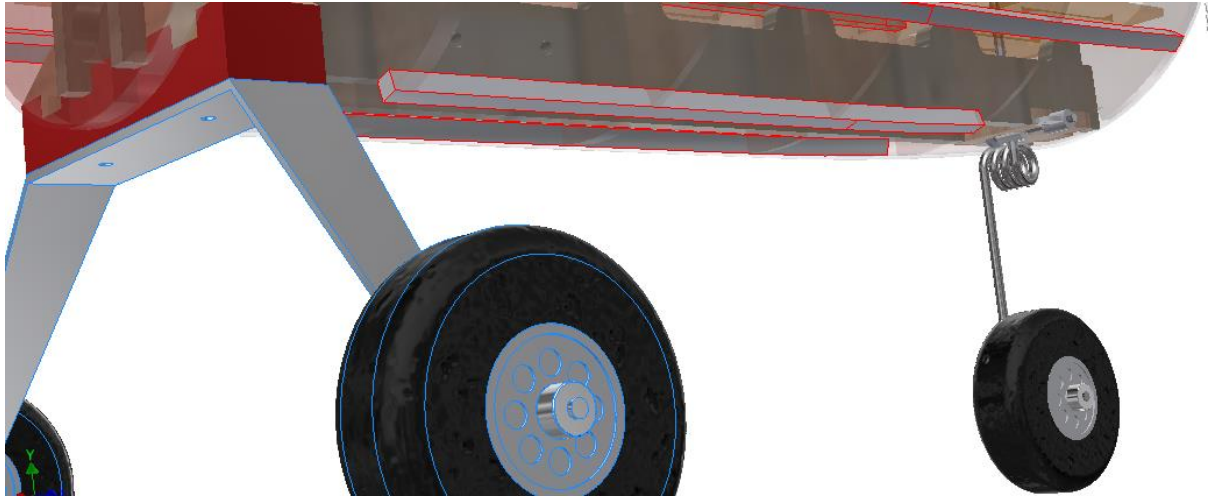


Figura 56 Tren de aterrizaje

La figura 58 ilustra la forma como el tren de aterrizaje se ubica en el fuselaje, este se adquirió cumpliendo con las medidas previamente determinadas.

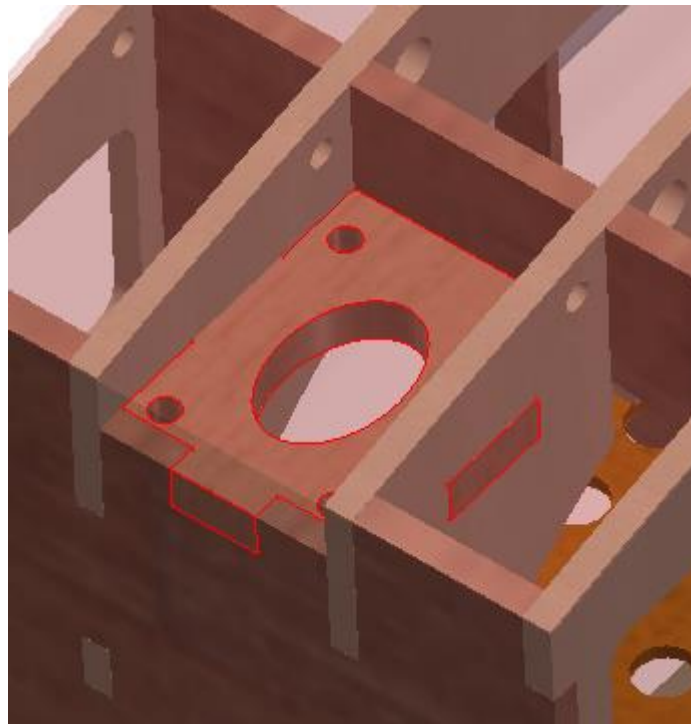


Figura 57 Base para sistema de propulsión

En la figura 59 se resalta la pieza donde se sitúa el sistema de propulsión, también se puede observar el espacio libre por donde pasan los cables que alimentan al motor.

A continuación, se muestra el espaciado de costillas y cuadernas del fuselaje.

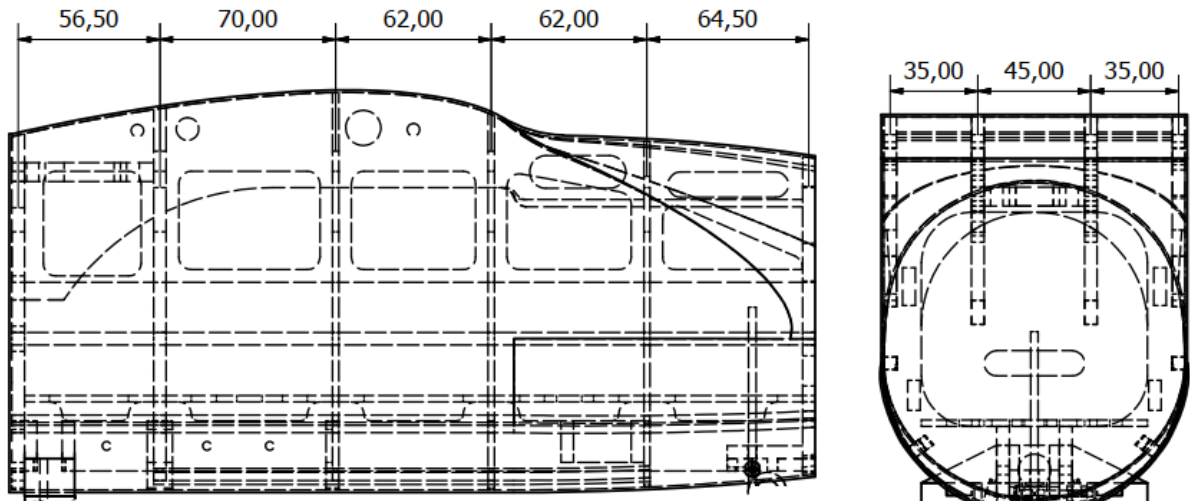


Figura 58 Espaciado de cuadernas (izquierda) y costillas (derecha)

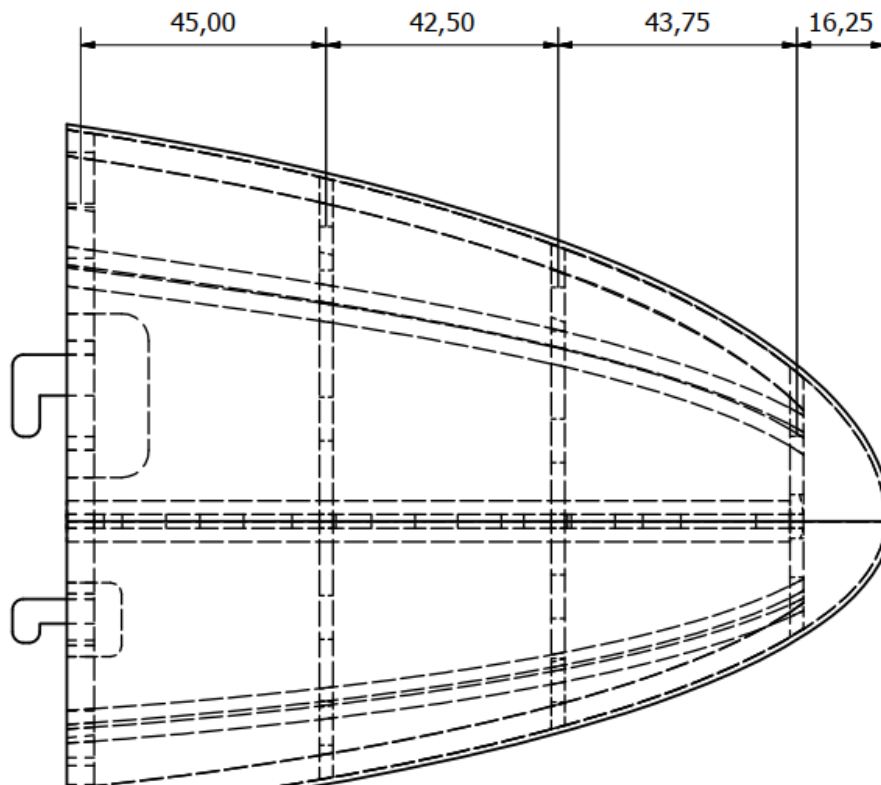


Figura 59 Espaciado de cuadernas del morro

3.3.2.4. Sistema de propulsión

El sistema de propulsión consta de base, motor y hélice, estos se ubican de una forma óptima. Considerando que deben tener una buena ventilación, espacio suficiente para evitar contacto entre la hélice y otras partes del avión. Por último, la facilidad de realizar cambios como el ángulo de incidencia del motor.

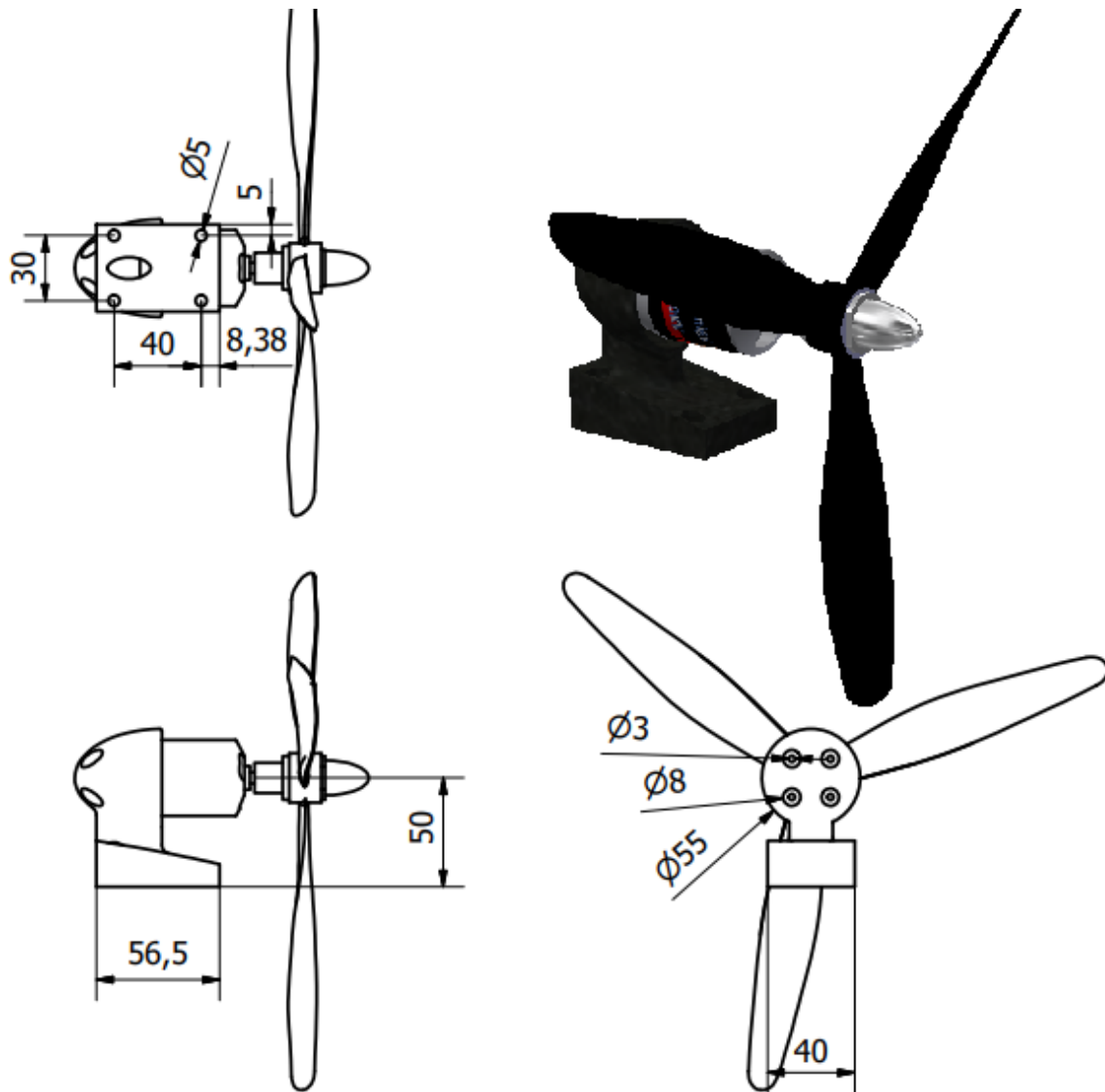


Figura 60 Sistema de propulsión

En la figura 62 se muestra el sistema de propulsión, la base del motor tiene una distancia de 50mm desde la unión con el fuselaje al eje del motor, lo que permite que la hélice se mueva libremente sin chocar con el tubo que une al estabilizador. El material

seleccionado para construir esta parte es plástico PLA a un 70% de relleno y a la mayor resolución de la impresora.

3.3.4. Construcción del mini Piquero

En este apartado se detalla e ilustra el proceso de construcción del aeromodelo.

3.3.3.1. Planos y corte laser

Una vez finalizado el diseño estructural, se procede a generar archivos en formato DXF para realizar el corte de cada parte en su respectivo material, en este caso son láminas de balsa de 3mm, 5mm, 10mm y de contrachapado de 5mm. También se imprimen planos del avión a escala 1:1 que sirven como guía en el proceso de construcción.

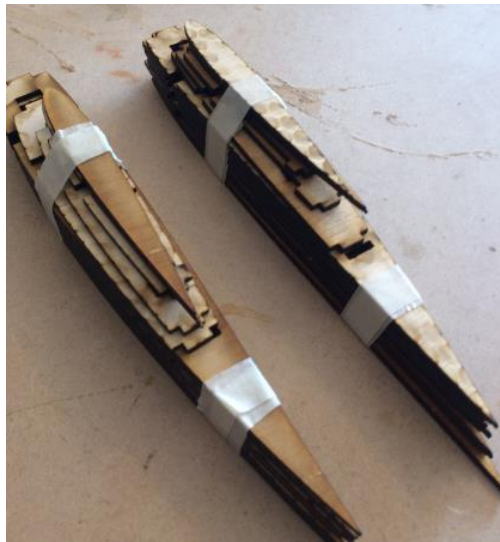


Figura 61 Costillas recortadas en balsa de 3mm de espesor

Seguidamente se separan las partes de cada conjunto y verifica el peso, como se muestra en la figura 64.



Figura 62 Partes estructurales del conjunto alar

3.3.3.2. Construcción del esqueleto del ala y estabilizador

La construcción de las alas y estabilizador se empieza colocando las costillas a través del larguero principal y posicionándolas mediante los largueros del borde de ataque

y borde de fuga. Cabe recalcar el posicionamiento de las costillas debe ser verificado ayudándose con una escuadra y con el plano.

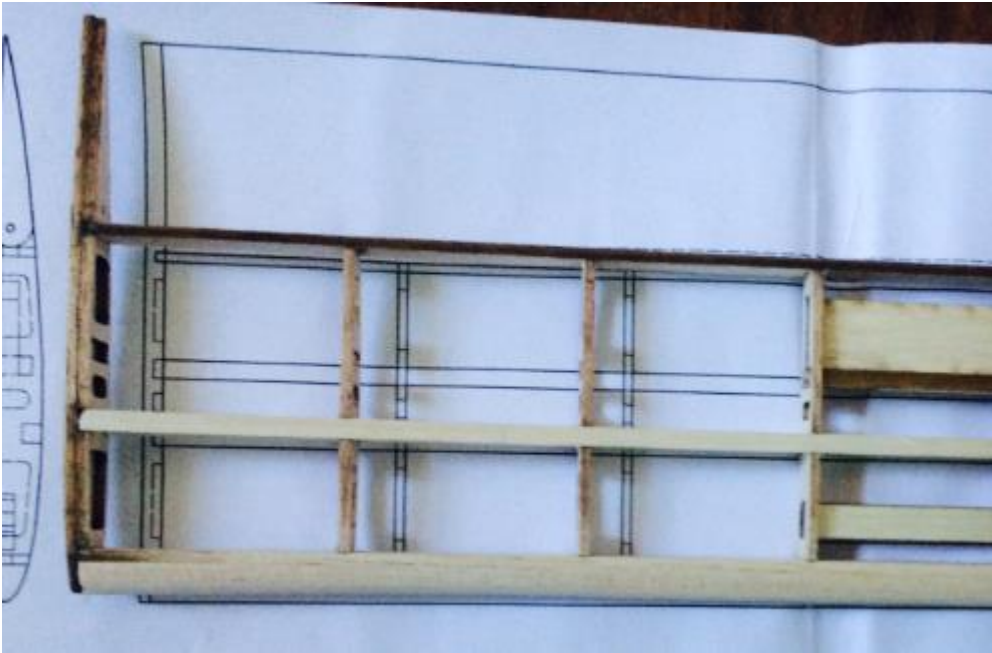


Figura 63 Posicionamiento de costillas y largueros

A continuación, se unen las costillas con los largueros usando cianocrilato. Inmediatamente se une con pegamento de madera la barra cuadrada de balsa que sirve como borde de ataque. Después, se realiza un desbaste usando lija de 80gpp y

posteriormente para el acabado se pule con una lija de 220gpp. El desbaste se realiza con una maquina eléctrica, y el pulido se realiza de forma manual.

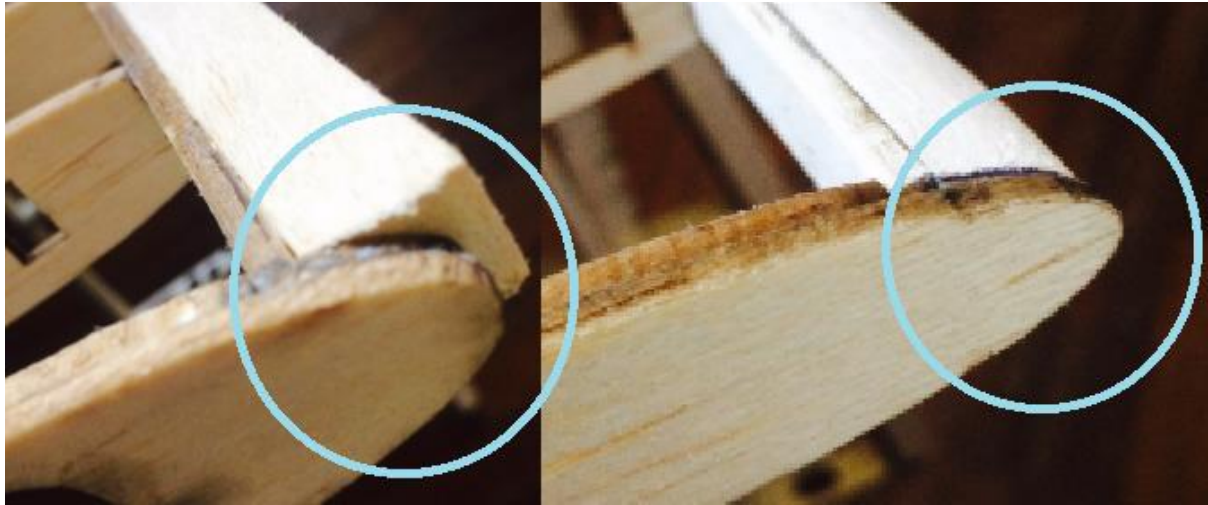


Figura 64 Proceso de acabado del borde de ataque

El proceso que se ilustra en la figura 66 se realiza tanto en el borde de ataque del ala como en el estabilizador. Finalmente se colocan las bases para los servomotores, bisagras y larguerillos. Obteniendo así una estructura como se muestra en la figura 67.



Figura 65 Estructura del conjunto alar

3.3.3.3. Construcción del esqueleto del fuselaje

Para esta parte se empieza colocando las cuadernas y costillas sobre el larguero principal de contrachapado, luego se coloca cianocrilato en las uniones. Posteriormente las partes críticas como la unión del fuselaje con la base del motor y la unión con el tren

de aterrizaje se refuerzan con pegamento epoxy. De esta forma se obtiene un fuselaje como se muestra en la figura 68.

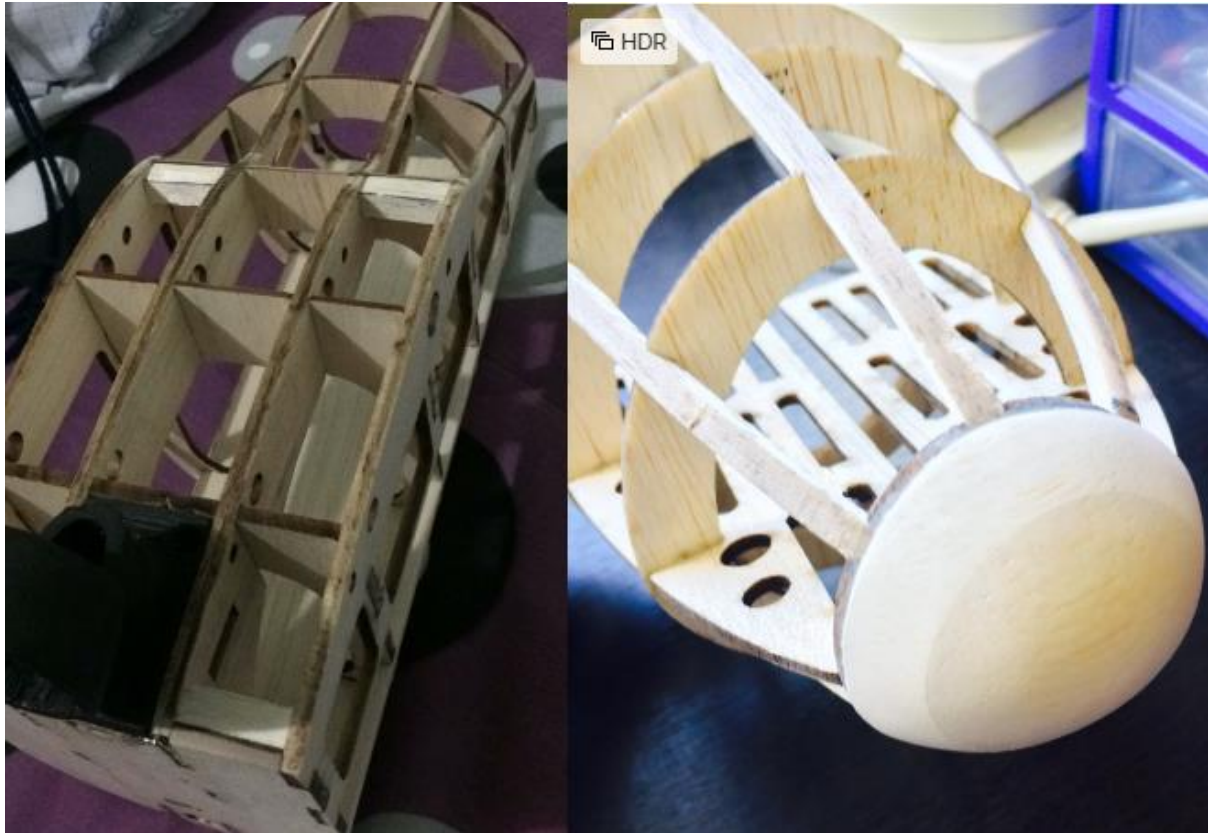


Figura 66 Estructura del cuerpo del fuselaje (izquierda) y morro (derecha)

3.3.3.4. Construcción de las superficies de control

Las superficies de control parten de láminas de balsa de 10mm que se cortan de las dimensiones deseadas, posteriormente se marca el perfil en los extremos y se realiza

un proceso de desbaste y pulido con el fin de obtener piezas ligeras. A continuación, se ilustra un alerón terminado.

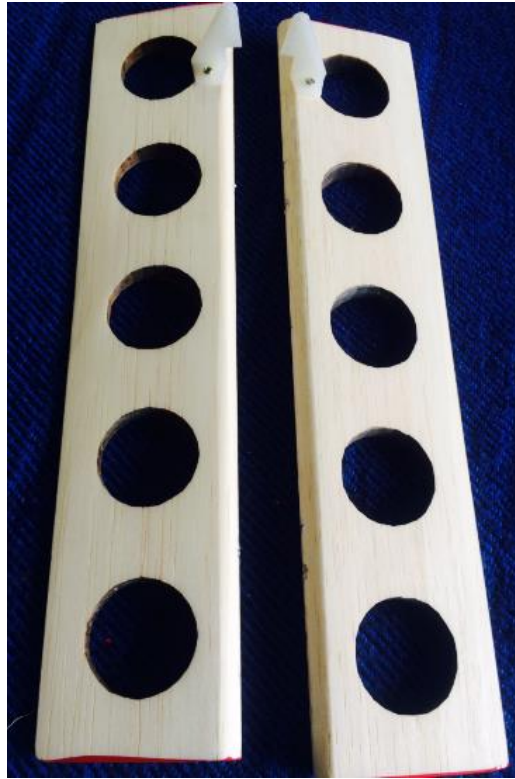


Figura 67 Alerones

3.3.3.5. Conexiones eléctricas para servomotores

Para el funcionamiento de los servomotores se requieren realizar extensiones, ya que el cableado que viene de fabrica no es lo suficientemente largo para llegar hasta el

receptor RC. Para ello se usa cable flexible y conectores de tres pines. En la siguiente imagen se muestran cómo se ubican las extensiones a lo largo de las alas y estabilizador.



Figura 68 Extensión para servomotor del ala derecha

3.3.3.6. Recubierto de los conjuntos alar, estabilizador y fuselaje

Una vez instaladas las conexiones eléctricas, se procede a colocar el recubriendo con láminas de balsa de 1mm de espesor, para esto se miden las zonas a recubrir, se cortan y unen con pegamento de madera, así como se muestra a continuación.



Figura 69 Recubrimiento con balsa

Una vez finalizado el recubrimiento con balsa, se debe dar un acabado superficial fino, este se realiza con lijas de 220gpp, además se aplica masilla de madera en zonas

donde hay agujeros y nuevamente se pule hasta obtener una superficie completamente lisa.



Figura 70 Recubrimiento y corrección de fallas con masilla sobre el fuselaje

El siguiente paso es aplicar el recubrimiento de monokote, esto se realiza siguiendo las instrucciones del fabricante, es decir usando una plancha y pistola de calor diseñadas para este tipo de trabajos. La temperatura optima de aplicación a la cual debe operar la plancha es de 165C mientras que la pistola de calor de 180C; sin sobrepasar 190C que es la temperatura en la que la lámina de monokote se funde.

El proceso para aplicar el filamento de monokote empieza recortando la lámina, después se aplica sobre la superficie y se realizan pasadas con la plancha hasta que se pegue por completo, luego con la pistola de calor se quitan las arrugas existentes, ya que

este material siendo termo deformable se tensa al contacto con el calor. Todos estos pasos y sugerencias se encuentran en el manual del fabricante (“Top Flite MonoKote,” 2017).



Figura 71 Proceso de aplicación del monokote sobre el fuselaje

3.3.3.7. Construcción de partes de aluminio

El larguero principal y el tubo que une el fuselaje con el estabilizador fueron contruidos con tubos de aluminio, para el primero únicamente se corta con una sierra y para el segundo se corta y se realizan agujeros con ayuda de una fresadora CNC.

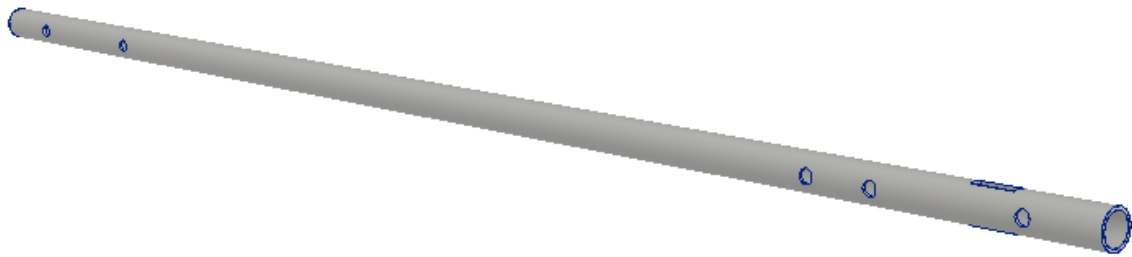


Figura 72 Tubo de unión fuselaje - estabilizador

3.3.3.8. Mecanismos de movimiento para las superficies de control

Una vez que se tengan todas las partes del avión recubiertas se procede a colocar las superficies de control en su lugar, para esto se realizan agujeros en el ala, estabilizador y superficies de control. Luego se colocan las bisagras y se unen con pegamento epoxy, seguidamente se colocan los cuernos en las superficies de control y para terminar se colocan alambres que permiten transmitir el movimiento del servomotor a la superficie de control.



Figura 73 Mecanismo de movimiento para las superficies de control

3.3.3.9. Impresión 3D de la base para el motor

Después de tener el diseño final de esta pieza se genera un archivo en formato STL para enviarlo a una impresora 3D. Este proceso de manufactura fue realizado en las instalaciones de la universidad y en una empresa llamada SAIS 3D.

Para empezar con la impresión se revisó el modelo 3D de la pieza, y se llegó a determinar que se requerirían muchos soportes al momento de impresión, y en un primer intento la calidad resultó ser mala por este motivo. Es por esa razón que se realizaron varios cortes con el fin de imprimir la base del motor en varias partes que luego se unieron con pegamento epoxy.



Figura 74 Base del motor impresa en 3D

Otro aspecto por tomar en cuenta es la resolución y el porcentaje de relleno de la impresión. Para obtener una pieza con un buen acabado superficial se solicitó que las impresiones se realicen con la mejor resolución que tenga la máquina y un 70% de relleno. Con esto se obtuvieron piezas de una buena calidad que luego se ensamblaron en el avión con pernos.

3.3.3.10. Implementación de componentes electrónicos

En esta etapa se colocan los componentes electrónicos; a continuación, se detalla la manera correcta de colocar cada una:

- Micro servomotores MG90S: se colocan en las cajas diseñadas de acuerdo con el tamaño y mecanismo. Estos a su vez se conectan con el receptor de radio control en los respectivos canales siguiendo el manual del fabricante y la configuración del mando.
- Batería Turnigy 5Ah 4S: se coloca en el morro donde se sujeta firmemente.
- ESC Skywalker 4S 40A: se coloca en el interior del fuselaje.
- Receptor FUTABA R2008SB: se ubica en el interior del fuselaje, además de direccionar las antenas formando un ángulo de 90 grados entre sí para obtener un

mejor desempeño. Cabe mencionar que este receptor trabajando con el radiocontrol FUTABA T8J dan un alcance de 5Km según el manual del fabricante.

- Motor Turnigy G25 710KV: se ubica en la base impresa en 3D, este tendrá un ángulo de incidencia para contrarrestar el efecto del torque

3.3.3.11. Ensamble final

La etapa con la que se culmina la construcción del mini piquero es el ensamblaje de los conjuntos individuales, es decir se colocan los pernos que fijan al tubo del fuselaje y estabilizador.



Figura 75 Unión del tubo en el fuselaje mediante pernos

Por último, se ensamblan las alas con el fuselaje y se coloca el morro donde se ubica la batería. En la figura 78 se muestran el resultado final de la construcción que pasara a la etapa de puesta a punto que se explica en el apartado siguiente.



Figura 76 Mini Piquero terminado

3.4. Evaluación y pruebas

3.4.1. Puesta a punto

La puesta a punto consiste en la verificación de todos los sistemas que componen al aeromodelo, esto incluye el radio control que debe ser configurado en modo 2 como se muestra en la figura 79.

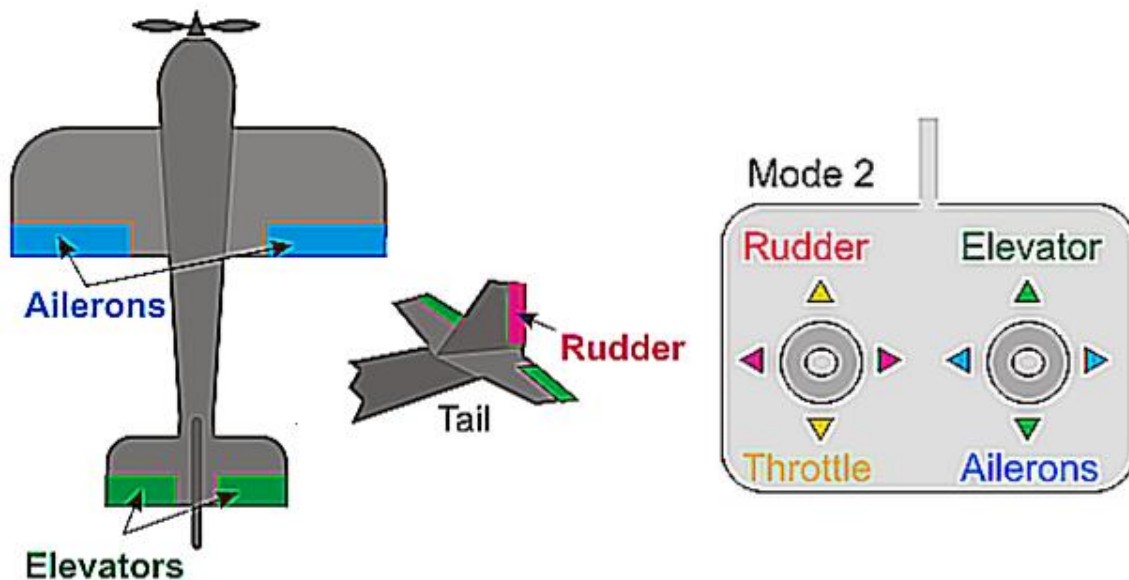


Figura 77 Configuración del mando y superficies de control

Seguidamente se enciende el radio control y después se conecta la batería del avión, al ser un motor eléctrico este arranca enseguida por lo que se debe tener mucha precaución, pues las propelas pueden causar cortes al usuario. Es momento de verificar los movimientos de las superficies de control y el tren de aterrizaje delantero. En esta etapa con ayuda de la interfase del mando se configuran los movimientos y se corrigen las

posiciones en caso de ser necesario. Una vez finalizado este proceso se sigue con el balanceo del avión, para esto se apaga el avión y luego el radio control.

El proceso de balanceo longitudinal se realiza colocando los dedos como se muestra en la figura 80, en caso de ser pesado de cola se procede a incrementar peso en el morro. Hasta obtener un avión correctamente balanceado.

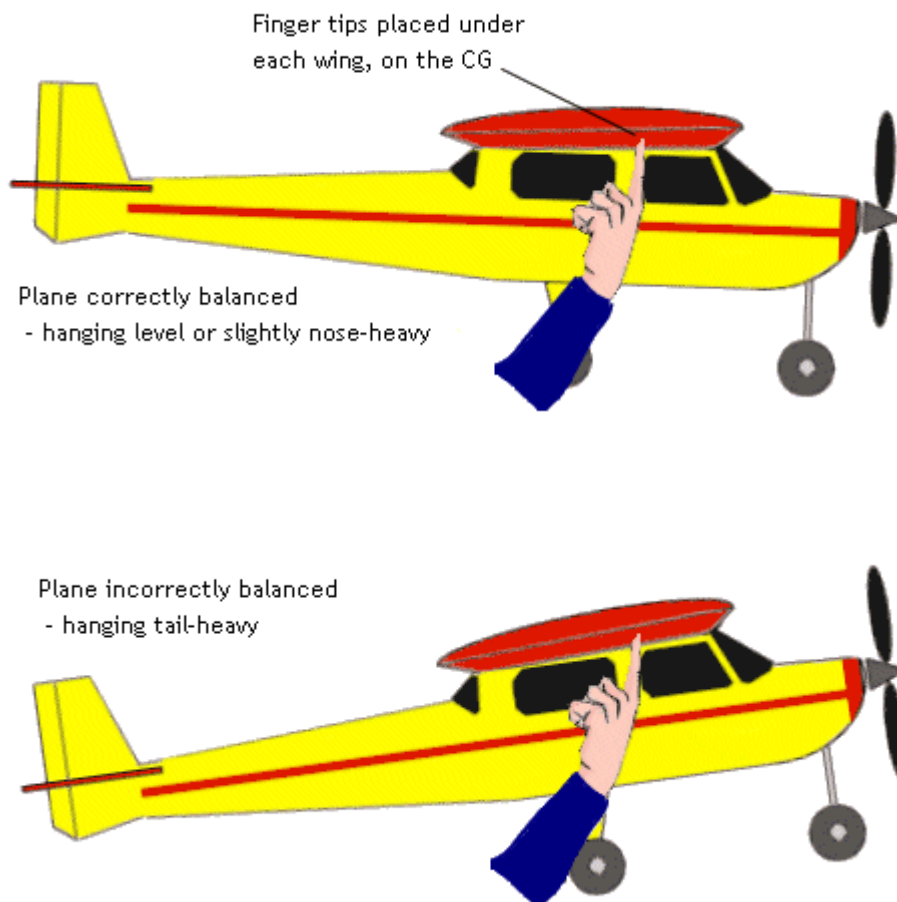


Figura 78 Balanceo longitudinal

Así mismo se realiza un balance lateral de la forma como se muestra en la figura 81. En el mini piquero no se requirió incrementar peso para lograr que el avión este bien balanceado.

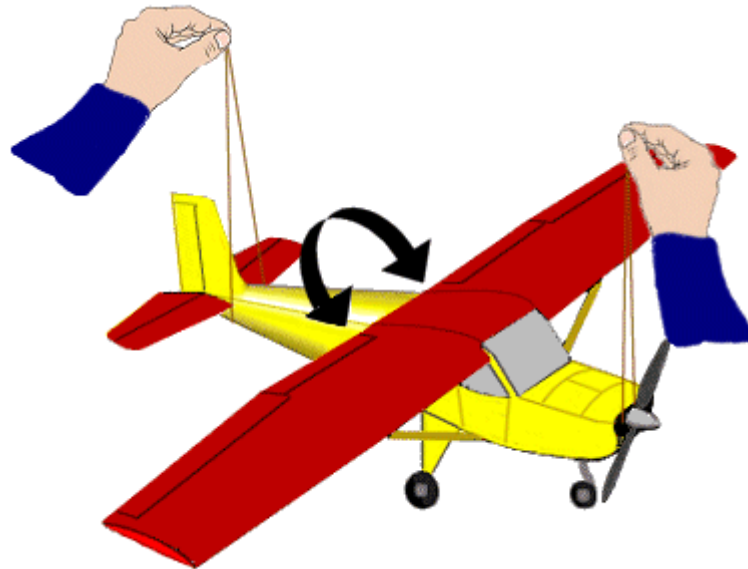


Figura 79 Balanceo lateral

3.4.2. Prueba de vuelo

Tras haber finalizado la puesta punto y tener todo en orden, se puede seguir con pruebas de vuelo. Se realizaron 3 pruebas, una con el primer prototipo y 2 con el segundo. El prototipo número 1 se probó en la pista ubicada en la ciudad de Latacunga en la mañana con condiciones de poco viento en una pista de asfalto. Por otro lado, el segundo prototipo fue ensayado en la pista del Club de Aerodelismo Quito, ubicada en Itulcachi, de igual forma se realizó la prueba en la mañana con condiciones climáticas optimas, sin embargo, la pista en este caso es de césped por lo que resulta más difícil el despegue y aterrizaje. En el siguiente apartado se detallan los resultados de las pruebas de vuelo para ambos prototipos.

4. RESULTADOS

4.1. Características del avión

En la siguiente tabla se muestran las características del avión y después un plano de sus dimensiones.

Tabla 13 Mini Piquero Características de diseño

Parámetro	Valor
Envergadura	2.18 [m]
Área alar	0.368 [m ²]
Alargamiento	11.532
Cuerda raíz	0.2 [m]
Cuerda de punta	0.1 [m]
Carga alar	5.43 [Kg/m ²]
Masa total	1.9 [Kg]
Carga paga	0.1 – 0.2 [Kg]
Velocidad crucero	A nivel del mar: 11.7 [m/s] Quito: 13.4 [m/s]
Velocidad de entrada en pérdida	A nivel del mar: 8.48 [m/s] Quito: 10 [m/s]
Velocidad mínima de despegue	A nivel del mar: 9.48 [m/s] Quito: 10.91 [m/s]
Velocidad máxima	A nivel del mar: 30.6 [m/s] Quito: 37.2 [m/s]

El Mini Piquero tiene la configuración básica de un planeador con una cola tipo T, posee dos alerones, un timón de profundidad y un timón de dirección. La envergadura de 2.18 [m] está compuesta por dos semi alas y una sección del fuselaje. Las alas son

rectangulares con estrechamiento, estas usan un perfil aerodinámico NACA 2414, mientras que el estabilizados usa un NACA 0012. Además, las puntas de ala tienen un diedro de 5 grados dando una mayor estabilidad direccional.

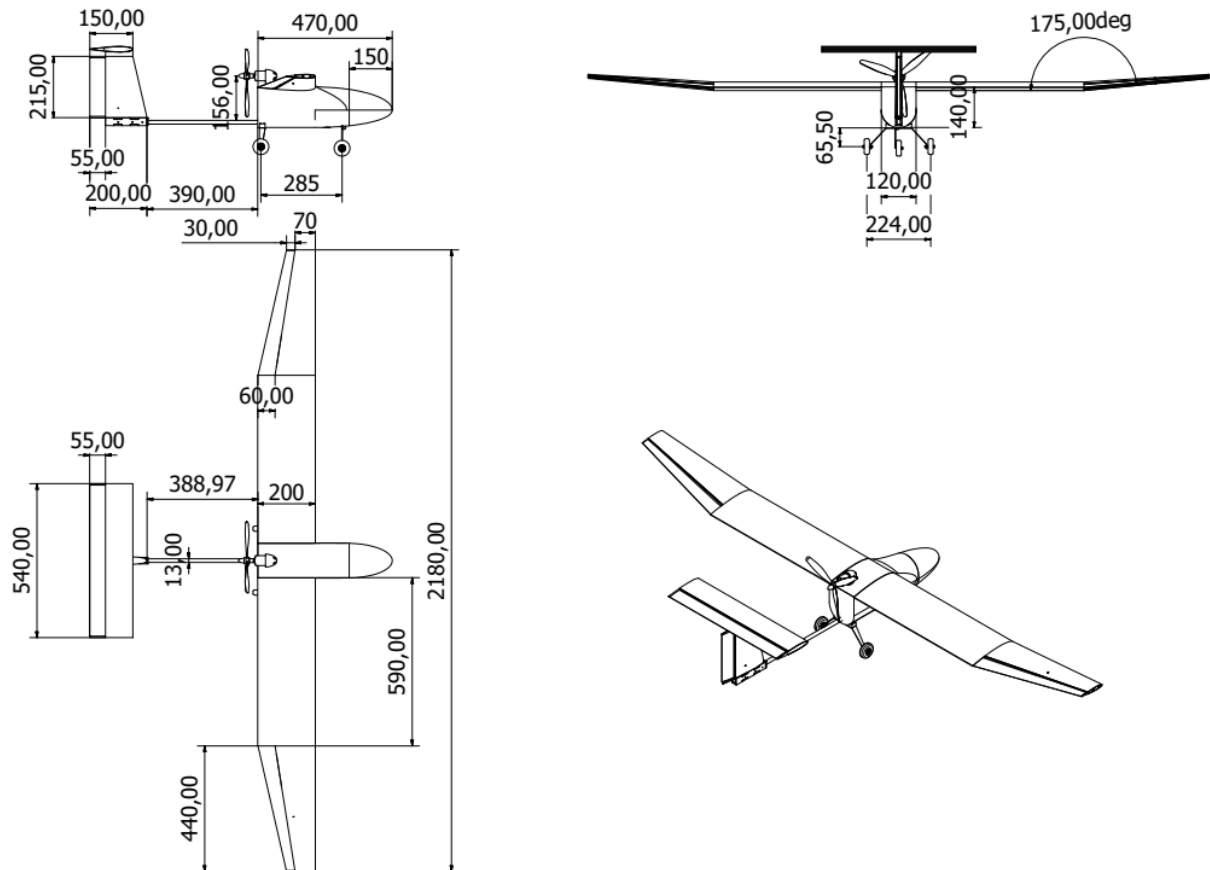


Figura 80 Mini Piquero. Dimensiones dadas en mm

El conjunto alar está construido siguiendo método de costilla-larguero para aeromodelos de madera. El fuselaje al ser tipo cajón se compone de cuadernas y

largueros, que se unen con pegamento de cianocrilato y de madera. Además, en las zonas críticas se implementaron refuerzos con madera, fibra de carbono y pegamento epoxy.

4.2. Primer prototipo

Durante el proyecto se construyó este primer prototipo con ayuda de la empresa Aerodesigns99, quienes dieron las pautas necesarias para empezar con el diseño estructural de la aeronave y posterior construcción.



Figura 81 Estructura del primer prototipo en Inventor 2018

En el taller de aeromodelismo se construyó el primer prototipo con madera de contrachapado, llegando a tener un peso de 2.6 [Kg], excediendo el peso de diseño de 2 [Kg].



Figura 82 Prototipo uno listo para prueba de vuelo

Una vez terminada la construcción, se siguió con la puesta punto, etapa en la que hubo varios inconvenientes, siendo el primero el problema con la falta de rigidez en la viga que une la cola con el fuselaje, esto se puede observar en la figura 85. Al ser una

viga en forma de I esta no fija bien al estabilizador por lo que este quedaba inclinado.

Para solucionar esto se colocaron unos tensores.



Figura 83 Viga de unión entre fuselaje y estabilizador

Otro problema que se dio en el proceso de construcción fue el diseño de las cajas donde se ubican los servomotores y el mecanismo. Dicho sistema tuvo problemas al

momento de realizar las pruebas, pues en ocasiones este quedaba bloqueado. En la figura 86 se puede observar como la barra móvil del mecanismo esta doblada.



Figura 84 falla del mecanismo para mover el alerón

El ultimo problema fue el posicionamiento del centro de gravedad, esto se solucionó colocando peso en la parte delantera, se corrigieron los errores de la mejor manera posible y se siguió con la prueba de vuelo.

Durante la prueba de vuelo solo se pudo despegar por unos segundos, finalmente el avión se estrelló y quedo inservible. En los anexos se dejan links que direccionan a videos de los ensayos.

4.3. Segundo prototipo

Después de la experiencia con el primer prototipo, se construyó un segundo considerando los errores que se cometieron anteriormente. Entonces se optimizó el uso de material para la construcción, para este prototipo se usó madera de balsa y contrachapada, esta vez en su mayor parte madera de balsa. Se cambió la viga de unión entre estabilizador y fuselaje por un tubo de aluminio. Los mecanismos de movimiento para las superficies de control se rediseño para que funcionen correctamente y no haya bloqueos.

En esta ocasión la aeronave fue construida en su totalidad por el estudiante a cargo de este proyecto.



Figura 85 Prototipo 2 listo para ensayos

En el segundo prototipo se volvió a presentar el problema con posicionamiento del centro de gravedad, por lo que se aumentaron pesas en el morro y fuselaje. De nuevo se efectuó la puesta punto y el avión quedó listo para nuevos ensayos de vuelo.

De igual manera como en el primer prototipo se dejaron links en los anexos para que el lector pueda observar las pruebas de vuelo. En el primer ensayo se realizaron dos vuelos en la pista de aeromodelismo en Itulcachi, ambos tuvieron dificultades durante el aterrizaje; también se dieron problemas con la incidencia del motor, lo que se corrigió dándole un ángulo de tal manera que la línea de acción del motor apunte hacia el centro de gravedad, con esto se logra que el momento generado por el motor sea mínimo y no

afecte durante el vuelo. Se lograron 13 min de vuelo total, el avión sufrió daños en el tren de aterrizaje delantero y trasero, por lo que se tuvieron que cambiar.

Se reparo el avión y nuevamente se realizaron pruebas en la pista de vuelo en Itulcachi, esta vez se dieron problemas con el ángulo de incidencia del motor, lo cual se corrigió y se hizo un último vuelo en el que se consiguió despegar, pero el avión se estrelló y quedó inservible.

5. CONCLUSIONES

Analizando la información obtenida del software XFLR5, se obtuvieron las curvas aerodinámicas que caracterizan al diseño del mini Piquero. Entre estas están las curvas de sustentación, arrastre, coeficientes aerodinámicos; conjuntamente se ejecutó un análisis de estabilidad para determinar la posición del CG; toda esta información permitió llegar a un diseño preliminar.

Tras realizar todo el proceso de diseño se cumplieron los objetivos de diseñar, construir y probar una aeronave. Las pruebas reflejaron las siguientes características:

- Despegue y aterrizaje: el mini Piquero despegó de una forma correcta, pero hubo problemas en el aterrizaje por lo que se debe analizar y corregir el diseño.
- Estabilidad: al corregir el ángulo de incidencia del motor este tuvo un mejor desempeño en vuelo.
- Resistencia: el segundo prototipo tuvo dos aterrizajes difíciles, el fuselaje, alas y estabilizador no sufrieron daños considerables, salvo el tren de aterrizaje que debe ser reemplazado. en caso de una colisión el avión queda inservible estructuralmente, sin embargo, los componentes electrónicos quedaron en buenas condiciones, por lo que pueden ser usados para otro avión.

El programa XFLR5 da una aproximación muy buena para este tipo de proyectos, ya que se demostró en la investigación realizada por Julio Parra y Wilson Cardenas que la

diferencia porcentual entre los datos obtenidos en pruebas experimentales en un túnel de viento y datos obtenidos con este software es menor al 5%.

Se modeló por completo el mini Piquero usando el software Autodesk Inventor 2018, además de generar los archivos necesarios para realizar el corte con una maquina laser CNC.

En la primera prueba de vuelo, la cual fue totalmente fallida, se evidenció que el cambio de peso en el avión por la selección equivocada de materiales resulto afectar considerablemente a la estabilidad del avión.

El diseño estructural del avión se realizó mediante un proceso de estudio de aeromodelos de similares características, parámetros de aeromodelos e ingeniería inversa.

En el primer prototipo se encontraron problemas en los mecanismos que controlan las superficies de control, por lo que se debe tomar en cuenta el funcionamiento y ensamblaje del mecanismo para realizar el diseño.

Durante la segunda prueba de vuelo se corrigió el ángulo de incidencia del motor y se solucionó un problema de construcción con el timón de profundidad, haciendo que el vuelo sea más estable.

En la segunda prueba de vuelo se llegó a despegar y tener un tiempo de vuelo de aproximadamente 13 min con un consumo del 30% de la batería.

En general todo avance tecnológico es bueno porque contribuye en el desarrollo tecnológico a nivel país, por lo que los UAV van teniendo buena acogida en todo ámbito gracias a la diversidad de sus funciones que se pueden llevar a cabo de manera eficiente y económica. Al implementar los equipos adecuados, estos proporcionan una información

de campo en tiempo real lo que permite tomar decisiones de manera eficaz, rápida y veraz en hábitats que son difíciles de alcanzar por el ser humano.

6. RECOMENDACIONES

Durante los vuelos se pueden distinguir varios errores cometidos, en el caso del primer prototipo fue principalmente el peso por una elección inadecuada del material para construcción, para lo cual se debe hacer un análisis más exhaustivo del peso de la aeronave. Considerando otros materiales.

Otro aspecto que afectó de mal manera en vuelo de los dos prototipos es el balanceo del avión, para esto se propone construir o adquirir una herramienta para hacer este proceso de una forma adecuada.

Tras revisar la estructura del avión después de haberse destruido se encontraron partes en las que el pegamento no había sido colocado correctamente, por lo que se recomienda es asesorarse de personas con mayor experiencia en la parte de manufactura.

En cuanto a la puesta a punto se pueden diseñar y construir herramientas para mejorar este proceso, de esta manera no habrá fallas en la prueba de vuelo. En primer

lugar, es indispensable realizar el balanceo, una herramienta como se muestra en la siguiente imagen permite realizar un balance adecuado.



Figura 86 Herramienta de balance para aeromodelos

Por otro lado, está el ángulo de incidencia del motor, en este caso se plantea hacer una herramienta de pruebas para ver el comportamiento del avión mientras se incrementa el empuje del motor; sin embargo, es difícil de verificar esto solamente acelerando el motor, ya que en el vuelo existe el efecto del viento por lo que esta prueba se deberá realizar en un túnel de viento.

Otra recomendación que se puede hacer en la prueba de vuelo es que al ser un avión de baja velocidad este entra en pérdida a un ángulo de ataque bajo, por lo que deberá alcanzar una velocidad considerable para despegar y no llevarlo tempranamente al aire. En esta parte también afecta el estado de la pista, ya que al ser un avión de pruebas se sugiere que sea probado en una pista de asfalto en buenas condiciones.

Por último, un factor que influyó en el tiempo de construcción es la disponibilidad de materiales, ya que en su mayoría los componentes como motores, controladores electrónicos, monokote, bisagras, entre otros no se pueden encontrar fácilmente en la

ciudad de Quito, por lo que se realizaron compras en el exterior, esto a su vez toma algunas semanas para tenerlas disponibles.

7. TRABAJOS A FUTURO

Este proyecto da inicio al desarrollo de investigaciones futuras, relacionadas con los aviones no tripulados, ya sea en áreas como materiales, control electrónico y un estudio más exhaustivo de cada parte que compone la aeronave. Entre los proyectos que se puede recomendar están:

- Simulación estructural del aeromodelo completo
- Construcción con materiales compuestos
- Optimización estructural
- Obtención de datos de vuelo mediante telemetría
- Implementación de autopiloto
- Nuevos procesos de manufactura de aeromodelos y prototipado rápido

REFERENCIAS

- Alcaraz, D. (n.d.). Diseño estructural y construcción de un avión no tripulado : El Proyecto Céfito.
- Alvarez Vinuesa, A. D. (2014). Análisis computacional aerodinámico de Ala del Galápagos UAV. Retrieved from <http://repositorio.usfq.edu.ec/handle/23000/3450>
- Ballari, D., Acosta, E., Espinoza, Á., Orellana, D., & Morocho, V. (2015). ANÁLISIS DE IMÁGENES UAV DE LAS ISLAS GALÁPAGOS. *Revista Geoespacial*, 1, 26–37. Retrieved from https://www.researchgate.net/profile/Daniela_Ballari/publication/299283440_Analisis_de_imagenes_UAV_de_las_Islas_Galapagos/links/56f0428c08ae0dcdafd6a70f.pdf
- Borrell, G. (n.d.). Cálculo de Aviones, 1–56.
- Bueno, D. (n.d.). Motor electrico brushless: Funcionamiento y características. Retrieved from <https://1mecanizadoelarenal.files.wordpress.com/2013/11/motores-brushless.pdf>
- Defensa.com. (2014). Correa presenta el primer UAV construido por la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Retrieved from <http://www.defensa.com/ecuador/correa-presenta-primer-uav-construido-fuerza-aerea-ecuatoriana>
- Delgado Romero, V. M. (2010). Diseño Aerodinámico de un Prototipo de Vehículo Aéreo no Tripulado, 83.
- Dronografía. (2016). Cuidado al filmar con un drone la fauna marina. Retrieved November 29, 2017, from <https://dronografia.es/legislacion/164-cuidado-al-filmar-con-un-drone-la-fauna-marina.html>
- Echeverri, J. (2011). INGENIERIA MECANICA: INVESTIGACION, DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN AEROMODELO POR MEDIO DE LA INGENIERIA MECANICA. Retrieved December 20, 2017, from <http://ingenieria-mecanica-jecheverri.blogspot.com/2011/10/investigacion-diseno-y-construccion-de.html>
- Hall, N. (n.d.). Forces on an Airplane. Retrieved November 27, 2017, from <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html>
- Hegde, S. S., Kishan, R., Nayak, S., & Chavan, N. (2014). A Systematic Approach for Designing, Analyzing and Building a Model RC Plane, 3(12), 681–687.
- Inforegión. (2014). Ecodrones para la vigilancia ambiental | Inforegion. Retrieved November 29, 2017, from <http://www.inforegion.pe/185685/ecodrones-para-la-vigilancia-ambiental/>
- Iturri, A. (2013). Drones para espiar fauna en el sur de Nevada | Drones Argentina. Retrieved November 29, 2017, from <http://www.drones-argentina.com.ar/2013/06/07/drones-para-espiar-fauna-en-el-sur-de-nevada/>
- Jug, E. (2015). Sveučilište U Zagrebu Fakultet Prometnih Znanosti, 47. Retrieved from <https://repozitorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A65/datastream/PDF/view>
- López Zárate, J. E. (2012). Procesos de producción para el primer prototipo Avión Piquero - Galapagos UAV y uso de materiales. Retrieved from <http://repositorio.usfq.edu.ec/handle/23000/1333>
- Narbona González, J. (2016). Diseño y análisis de un avión de radiocontrol no convencional empleando métodos de fabricación aditiva orientado al prototipado rápido. Retrieved from <https://idus.us.es/xmlui/handle/11441/49370>
- Navas, M. (2016). XFLR5 y la posición del CG para un planeador F1A Introducción Planeador XFLR5CG.

- Newcome, L. R. (2004). *Unmanned aviation : a brief history of unmanned aerial vehicles*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Retrieved from https://books.google.es/books?hl=es&lr=&id=HH_VZID81rkC&oi=fnd&pg=PA1&dq=Unmanned+aviation:+a+brief+history+of+unmanned+aerial+vehicles.&ots=tkGP8dK_kV&sig=rz99AwZ5a01JKu5R9z3494wT02A#v=onepage&q=Unmanned+aviation%3A+a+brief+history+of+unmanned+aerial+vehicles.&f=false
- Raymer, D. P., Hibma, R., Heeg, L., Scott, H., Child, R., Owl, G., ... Raymer, G. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Retrieved from http://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFT_DESIGN_%3B_A_Conceptual_Approach_BY_DANIEL_P_RAYMER.pdf
- Sadraey, M., & Bertozzi, N. (2015). *Systems Engineering Approach in Aircraft Design Education: Techniques and Challenges*: American Society for Engineering Education. *ASEE Annual Conference & Exposition*. Retrieved from <https://www.asee.org/public/conferences/56/papers/11232/view>
- Sadraey, M. H. (2010). *Aircraft Design*. Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511844652>
- Scherrer, M. (2010). About stability analysis using XFLR5, 70. Retrieved from http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf
- Simons, M. (1994). *Model Aircraft Aerodynamics* (3rd ed.). Bibbles Ltd.
- Top Flite MonoKote. (2017). Retrieved August 18, 2017, from <http://www.monokote.com/>

ANEXOS

Anexo I.

Tabla 14 Datos de motores

Marca	Modelo	KV	Peso [g]	Tiempo 2500g [min]	Costo [\$]
LD Power	M3508	580	87	23.4	
Turnigy	G32	600	202	21	39
Turnigy	G25	610	190	20.7	30
Turnigy	Multistar E M4006	680	93	19.8	
Turnigy	Multistar 2814	700	99	18.8	36
Turnigy	D2836	750	67	17.7	15
LD Power	M2810	720	70	17.4	20
Turnigy	Multistar E 2810	750	56	16.9	27
Turnigy	Multistar 2816	800	66	16.7	
LD Power	M3508	700	87	16.5	
LD Power	M3510	700	100	16.2	
Turnigy	SK3 3548	700	167	16.1	42
Turnigy	Multistar E M2814	770	59	16	
Turnigy	G25	710	185	15.9	27
Turnigy	G15	710	170	15.7	30
Turnigy	3639	750	170	14.7	26
Turnigy	D3548	790	159	13.2	20
Turnigy	SK3 3542	800	141	13.1	41
Turnigy	Multistar 2834	800	195	13	39

Turnigy	G10	810	140	13	29
Turnigy	G32	770	212	13	
Turnigy	G15	810	152	12.7	30
Turnigy	Sk3 3858	840	180	11.9	41
Turnigy	D3536	910	102	11.4	20
Turnigy	G25	870	193	11.1	31
Turnigy	G15	950	152	9.9	29

Anexo 2. Material audiovisual del proyecto

Resumen de todo el proyecto:

<https://youtu.be/R0JhJV7QPoA>

Primera prueba de vuelo:

<https://youtu.be/KcKnSFG4JxU>

<https://youtu.be/iQyoDR5ciPE>

Modelado mini Piquero

<https://youtu.be/jDDwpz0OaIM>

<https://youtu.be/FXIZNZiDKe4>

<https://youtu.be/lg8z5WhIC1w>