

Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado tipo planeador de ala recta, con paneles solares

Brayam Camilo Mosquera Mateus
Andrés Felipe Pulecio Gómez
Stephanie Ruiz Arenas



Ingeniería mecatrónica
Facultad de ingeniería
Universidad Militar Nueva Granada
Bogotá .D.C
2017

Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado tipo planeador de ala recta, con paneles solares

Brayam Camilo Mosquera Mateus
Andrés Felipe Pulecio Gómez
Stephanie Ruiz Arenas

Trabajo de grado
Director:
William Gómez Rivera Ph.D



Ingeniería mecatrónica
Facultad de ingeniería
Universidad Militar Nueva Granada
Bogotá .D.C
2017

ACEPTACIÓN

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D. C., Mayo de 2017

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a mi madre que me dio animo y siempre me brindo su apoyo incondicional en cada paso que di hasta la culminación de mis estudios, a mi padre que financio mis estudios y confió en mis capacidades, ayudando a lograr mi meta de formarme como ingeniero. También dedico este trabajo a mi hermano y a toda mi familia que creyó en mi y me impulsaron ha ser lo que soy ahora.

Brayam Camilo Mosquera Mateus

Dedico este proyecto a mis padres cuyo ejemplo me a impulsado a ser la persona que soy ahora, a mi abuela que me ha llenado de afecto desde que tengo memoria y a mi pareja que siempre me han brindando su ayuda y apoyo incondicional, gracias a todos aquellos que han participado directa he indirectamente en este camino que elegí, gracias a ustedes que han sido el pilar fundamental de mi vida.

Andres Felipe Pulecio Gomez

Dedico el desarrollo de este proyecto a mi madre que a pesar de todas las dificultades que tuvo que pasar, siempre estuvo a mi lado, haciendo sacrificios inmensos para apoyarme con la conclusión de mis estudios, siendo mi gran ejemplo a seguir, mi guía, mi primera profesora, la persona en la cual aspiro a convertirme algún día, un ser infinitamente lleno de amor, un amor tan grande para sobrepasar obstáculos y enfrentar dificultades, por ver cumplir el sueño de su hija.

Stephanie Ruiz Arenas

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios por permitirme compartir con buenos compañeros y profesores, a mis padres por haberme enseñado a esforzarme por lograr mis metas, y a mi hermano y toda mi familia por apoyarme y por continuar haciéndolo en este nuevo camino que voy a forjar, gracias a ellos por ayudarme a ser quien soy hoy en día.

Brayam Camilo Mosquera Mateus

Quiero dar gracias a mi familia y amigos que me han dado brindado su ayuda en el desarrollo de este proyecto y a lo largo de todo el camino de mis estudios, además de dar un agradecimiento especial a mi pareja por su apoyo incondicional he impulsarme en la finalización de mi carrera profesional.

Andrés Felipe Pulecio Gómez

Agradezco a Dios darme la oportunidad de finalizar mi carrera profesional con excelentes profesores, compañeros, familia y amigos. A Maria Zulma Arenas, mi madre, apoyo y guía durante mi carrera y el desarrollo de este trabajo de grado, a mi padre por ayudarme a costear mis estudios. A mi familia que estuvo al tanto de cualquier cosa que necesitaba. A mis amigos que se volvieron parte del equipo prestando su ayuda y apoyo en cada momento, volviéndose incondicionales en la construcción y desarrollo del aeromodelo. A todos ellos infinitas gracias, no tendré suficientes palabras para expresar mis agradecimientos y no me alcanzará el tiempo para demostrárselos.

Stephanie Ruiz Arenas

Primero que todo queremos dar gracias al profesor Leonardo Solaque Guzmán por poner a nuestra disposición, varios de los recursos necesarios para este proyecto, y a el ingeniero Hector por brindarnos su ayuda cada vez que la necesitábamos.

De igual manera agradecemos profundamente al profesor William Gómez Rivera, por su asesoría y dirección en este proyecto, por ayudarnos amablemente compartiendo sus conocimientos y experiencia en el tema, así como por su recomendaciones técnicas y paciencia en las discusiones.

Resumen

En años recientes los aeromodelos han pasado de ser objetos utilizados únicamente como juguetes en el Aeromodelismo, a convertirse en dispositivos robotizados o con cierto grado de automatismo, destinados a realizar importantes tareas tanto civiles como militares. Es así como nace el concepto de UAV (por sus siglas en inglés Unmanned Aerial Vehicle) y más conocidos como Vehículos Aéreos no Tripulados, los cuales al día de hoy realizan; actividades de vigilancia de zonas aisladas, áreas de gran extensión, apoyo en el rescate de personas extraviadas, recolección de datos meteorológicos, entre otras actividades, propias para el uso civil de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV). Paralelamente esta tecnología viene siendo utilizada con gran aceptación y excelentes resultados, por parte de un buen número de ejércitos a nivel mundial en diversos tipos de operaciones propias de su función. Sin embargo, el costo de desarrollo no ha permitido, a excepción de algunos países que son potencia económica, que la mayoría de las naciones puedan acceder fácilmente a este tipo de sistemas.

La presente propuesta surgió como un complemento a trabajos anteriores planteados en la UMNG y a las inquietudes que se plantean frente al desarrollo de UAV. Con base en el estudio de las características de los aeromodelos se observó que la mayoría de estos vehículos tienen un gran limitante de tiempo de vuelo, puesto que la corta autonomía de vuelo hace de este una restricción importante, bien sea por su baja eficiencia aerodinámica, lo que hace que se genere un mayor consumo o por una batería que limita el tiempo de alimentación del motor. Por lo tanto, el desarrollo de este proyecto está basado en utilizar una fuente de energía renovable como alternativa a una batería de energía eléctrica, ya que se disminuirán los daños ambientales producidos por el consumo de una energía convencional y se tendrá una mayor independencia energética durante el vuelo. Además, se realizará una estructura basada en un diseño aerodinámicamente eficiente, de manera que se podrá disminuir el tiempo en el que el motor este activo para mantener el vuelo del UAV, requiriendo menor energía.

Contenido

Aceptación	III
Dedicatoria	IV
Agradecimientos	V
Resumen	VII
1 INTRODUCCIÓN	2
1.1 JUSTIFICACIÓN	3
1.2 ANTECEDENTES	3
1.3 OBJETIVOS	5
1.3.1 Objetivo general	5
1.3.2 Objetivos específicos	5
2 ESTADO DEL ARTE	7
2.1 VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS	7
2.1.1 Definición	7
2.1.2 Clasificación	7
2.2 APLICACION DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS	8
2.3 COMPONENTES Y SISTEMA DE ALIMENTACIÓN DEL UAV	9
2.3.1 Alas	9
2.3.2 Fuselaje	10
2.3.3 Cola	11
3 CONCEPTUALIZACIÓN Y DISEÑO	14
3.1 CONFIGURACIÓN PRELIMINAR AERODINÁMICA	14
3.1.1 Configuración General del Aeromodelo	14
3.1.2 Tipo de Aeromodelo	16
3.1.3 Estimación del Peso	17
3.2 CONFIGURACIÓN ALAR	18
3.2.1 Relación de Aspecto	18
3.2.2 Relación de Taperado	19
3.2.3 Cuerda	19
3.2.4 Envergadura del Ala	19

3.2.5	Superficie Alar	20
3.2.6	Dimensionamiento de los Alerones	20
3.2.7	Selección del Perfil Alar	21
3.2.8	Cálculos aerodinámicos	25
3.3	CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN Y CONTROL	26
3.3.1	Tipo de propulsión	26
3.3.2	Sistema de propulsión	27
3.3.3	Sistema de Radiocontrol	29
3.4	CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE	30
3.4.1	Equipos integrados dentro del UAV	31
3.5	CONFIGURACIÓN DEL EMPENAJE	39
3.5.1	Relación de Aspecto	41
3.5.2	Taperado	41
3.5.3	Superficie Empenaje	42
3.5.4	Envergadura empenaje	42
3.5.5	Cuerda de la raíz	43
3.5.6	Cuerda de la punta	43
3.5.7	Centro Aerodinámico Medio (MAC)	43
3.5.8	Confirmación de cálculos	43
3.5.9	Selección de los perfiles estabilizadores	44
3.5.10	Dimensionamiento de los timones de dirección y profundidad	47
3.6	SIMULACIONES	48
3.6.1	Perfiles alares	48
3.6.2	Perfiles de los estabilizadores	54
3.6.3	Alas	55
3.6.4	Estabilizador horizontal	60
3.7	MODELADO DE ESTRUCTURA EN SOFTWARE	63
3.7.1	Alas	63
3.7.2	Fuselaje	65
3.8	CIRCUITO ELÉCTRICO	67
3.8.1	Regulador de tensión de la unidad fotovoltaica	67
3.8.2	Conexiones del sistema	73
4	CONSTRUCCIÓN	75
4.0.1	Construcción de las Superficies de Estabilidad y Control	75
4.0.2	Construcción del Alas	80
4.0.3	Adaptación de las Celdas Solares	84
4.0.4	Construcción del Fuselaje	85
4.0.5	Recubrimiento plástico	86
4.0.6	Configuración del Radiocontrol y Autopiloto	91

5 RESULTADOS	96
5.0.1 Pruebas celda solares	96
5.0.2 Verificación de peso	97
5.0.3 Pruebas físicas del aeromodelo	98
6 CONCLUSIONES	103
6.1 RECOMENDACIONES	104
7 Anexo: Gastos del proyecto	105
Bibliografía	109

1 INTRODUCCIÓN

En últimos años los aeromodelos pequeños han pasado de ser objetos utilizados para entretenimiento, a convertirse en dispositivos robotizados o con cierto grado de automatismo, destinados a realizar importantes tareas tanto civiles como militares. Es así como nace el concepto de UAV (Unmanned Aerial Vehicle) por sus siglas en inglés y más conocidos como Vehículos Aéreos no Tripulados, los cuales al día de hoy realizan actividades de vigilancia de zonas aisladas, áreas de gran extensión, apoyo en el rescate de personas extraviadas, recolección de datos meteorológicos, entre otras funciones, propias para el uso civil de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV). Paralelamente esta tecnología viene siendo utilizada con gran aceptación y excelentes resultados, por parte de un buen número de ejércitos a nivel mundial en diversos tipos de operaciones propias de su función. Sin embargo el costo de desarrollo no ha permitido, a excepción de algunos países que son potencia económica, que la mayoría de las naciones puedan acceder fácilmente a este tipo de sistemas. [17]

La presente propuesta surgió como un complemento a desarrollos anteriores planteados en la UMNG y a las inquietudes que se plantean frente al desarrollo de UAV's. Con base en el estudio de las características de los aeromodelos se observó que la mayoría de estos vehículos tienen una gran restricción, el tiempo de vuelo, puesto que la corta autonomía de vuelo hace de este una restricción importante, bien sea por su baja eficiencia aerodinámica, lo que hace que se genere un mayor consumo o por una batería que limita el tiempo de alimentación del motor. Por lo tanto, el desarrollo de este proyecto está basado en utilizar una fuente de energía renovable como alternativa a una batería de energía eléctrica, ya que se disminuirán los daños ambientales producidos por el consumo de una energía convencional y se tendría una mayor independencia energética durante el vuelo. Además, se realizará una estructura basada en un diseño aerodinámicamente eficiente, de manera que se podrá disminuir la potencia generada por el motor para mantener el vuelo del UAV, requiriendo menor energía.

1.1. JUSTIFICACIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV por sus siglas en inglés) o drones se han desarrollado en los últimos años con mayor frecuencia en los ámbitos comercial y científico, revolucionando la forma en que se obtiene información espacial del territorio [7], pero tienen una restricción importante, el poco tiempo de vuelo, es de resaltar que comúnmente los UAV a altitud baja manejan una autonomía de media hora a 1 hora de vuelo, [24] como por ejemplo para obtener imágenes para su posterior tratamiento para obtención de coberturas de paisaje u otra serie de imágenes [43]. Por lo tanto, teniendo una fuente de alimentación renovable como alternativa a una batería eléctrica, se disminuirá los daños ambientales producidos por el consumo de una energía convencional, agregando que tendría una mayor autonomía durante el vuelo y no se limitaría a la carga de una batería. Además, realizando una estructura basada en un diseño aerodinámico, se podrá disminuir la potencia generada por el motor para mantener el vuelo del UAV, requiriendo menor energía. [14]

1.2. ANTECEDENTES

UAV es el acrónimo de vehículos aéreos no tripulados y se refiere a una clase de aviones que son capaces de volar sin la presencia a bordo de un piloto. Pueden ser volados por un equipo electrónico presente en el vehículo y una estación de control en tierra. En este último caso, es común asociar el sistema con la expresión vehículos dirigidos por control remoto. [12] Los UAV en la actualidad son dispositivos que están siendo usados en múltiples áreas, entre ellas el reconocimiento de terrenos y en parte de la industria militar [26], es por este aumento de sus aplicaciones que se buscan nuevas formas de mejorar sus características, uno de sus mayores problemas es la autonomía en vuelo que se ve limitada a un corto tiempo por la corta duración de las baterías, esto limita su incursión en aplicaciones civiles. [12] [26] [4]

Una solución que ha sido presentada durante los últimos años es usar la energía solar en este tipo de dispositivos para aumentar la autonomía en vuelo de estos y no hacerlos exclusivamente dependientes de baterías, un ejemplo de la aplicación de este concepto son los diferentes proyectos implementados que buscan mostrar que si es posible el utilizar estas dos tecnologías, uno de sus abanderados es el Solar Impulse [14] un avión que fue capaz de dar la vuelta al mundo propulsado únicamente por energía solar, este proyecto fue desarrollado para demostrar que si es viable la incursión en este tipo de desarrollos. [14]

Para mostrar los desarrollos que se han venido dando en este tipo de aplicaciones se mencionaran varios de ellos, el primero es el Sunrise 1, una aeronave de 12.25Kg y envergadura de 9.76m, esta aeronave fue puesta en vuelo en 1974 y duró 3 horas en el aire, el siguiente fue Helios, una aeronave de 929 kg y envergadura de 75.3m tenía una alimentación híbrida entre paneles solares y celdas de combustible, en el año 2001 llegó a una altura de 29524 m y pudo volar por más de 24 horas con energía solar. [14]

Después está el UAV llamado Solong que pudo realizar vuelos de 48 horas en el año 2005

usando energía solar y térmica, tenía un peso de 11.5Kg y alas de 4.75m y el Sky-sailor un UAV diseñado para ser utilizado en marte, fue capaz de volar 27 horas sin tener que cambiar de altitud o usar energía térmica. [14]

Finalmente después de varios prototipos del proyecto Zephyr, en el año 2014 se logró que volara por 11 días en invierno, con un peso de 53 Kg y 22.5m de envergadura. Ya en la actualidad la eficiencia de las fuentes de energía se ha mejorado y el peso se ha reducido para mejorar las características del UAV. [12]

Por otra parte, en Bogotá D.C., Colombia en la Universidad de Los Libertadores, más de 25 estudiantes participaron en el desarrollo de un aeromodelo junto con la Universidad de São Paulo, que vuela cerca de 6 horas, (observar Figura 1-1), y realiza grabaciones del terreno, además de ciertos sensores que posee para detectar incendios o cambios de temperatura, y sensores infrarrojos para el terreno. [14]



Figura 1-1: Aeromodelo de La Universidad de Los Libertadores

Fuente Design analysis of solar powered unmanned aerial vehicle

Para finalizar en la Universidad Militar Nueva Granada ya se está desarrollando un proyecto con este tipo de aplicación el cual consiste en la implementación de paneles solares en UAV tipo ala delta, lo que pretende este proyecto es realizar un estudio de vuelo para demostrar que al usar energía solar en UAV su autonomía en vuelo, se observa una imagen del aeromodelo en la Figura 1-2.



Figura 1-2: UAV implementado en la UMNG

Fuente Los autores

1.3. OBJETIVOS

1.3.1. Objetivo general

Diseñar y construir un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) tipo planeador de ala recta, con un sistema de alimentación basado en una batería y celdas solares, y medir su eficiencia comparando el tiempo de encendido con paneles solares y sin paneles solares.

1.3.2. Objetivos específicos

- Simular y analizar diferentes perfiles alares, perfiles de los estabilizadores, tipos de ala y tipos de estabilizadores del UAV.
- Simular diferentes propuestas de estructuras con las alas y estabilizadores escogidos, utilizando diferentes fuselajes para obtener el mayor aerodinamismo.
- Diseñar y construir la estructura, seleccionando los materiales correspondientes del UAV, a partir de las simulaciones y análisis hechos previamente.
- Diseñar e integrar el sistema electrónico para la alimentación del UAV con los paneles solares y la batería, e implementar el sistema de radio control.

- Realizar pruebas en aire y tierra del UAV y comparar los resultados del tiempo respecto a los UAV's que se poseen en el Grupo de investigación GIDAM de la Universidad Militar Nueva Granada (UMNG).
- Validar los resultados obtenidos.

2 ESTADO DEL ARTE

2.1. VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

2.1.1. Definición

Se definen Vehiculos Areos no Tripulados (bien sea, UAS, UAV O UAVS), a las aeronaves con la capacidad de realizar determinadas acciones con una autonomía que puede ser total o limitada. [32]

Existe un problema en el consenso de esta definición por su auge en las aplicaciones civiles, que cuestiona si un sistema se ajusta o no al concepto, los términos usados en el pasado fueron UA(“Ünmmaned Aircraft”) o ROA(“Remotely Pilot Aircraft”) pero en la actualidad el termino UAV(“Ünmanned Aircraft System”) es el mas extendido, la definición anterior no excluye el control en tierra de las aeronaves o su monitoreo.

Se puede clasificar un dispositivo como UAV cuando cumple con las siguientes condiciones:

- No debe llevar a bordo un operador humano.
- Puede ser recuperable.
- Puede llevar una carga letal o no letal.
- Usa fuerzas aerodinámicas para producir la sustentación del vehículo.
- Vuela autónomamente o es piloteado remotamente.

2.1.2. Clasificación

Una clasificación puede ser realizada basándonos en las características de la aeronave, por medio de la cual se puede seleccionar el tipo de modelo que se ajuste mejor a la aplicación, la tabla de la Tabla 2-1 muestra las características de los diferentes modelos.

Tabla 2-1: Características de los principales tipos de aeronaves para UAV

CARACTERÍSTICAS	HELICÓPTEROS	AEROPLANOS	DIRIGIBLES	QUAD-ROTORS
Capacidad de vuelo estacionario	Muy bueno	Regular	Excelente	Muy bueno
Velocidad de desplazamiento	Muy bueno	Excelente	Regular	Bueno
Maniobrabilidad	Muy bueno	Regular	Regular	Excelente
Autonomía de vuelo	Bueno	Muy bueno	Excelente	Regular
Resistencia a perturbaciones externas	Bueno	Excelente	Regular	Bueno
Auto estabilidad	Regular	Muy bueno	Excelente	Bueno
Capacidad de vuelo vertical	Excelente	Regular	Bueno	Excelente
Capacidad de carga	Muy bueno	Excelente	Regular	Bueno
Capacidad de vuelo en interiores	Bueno	Regular	Muy bueno	Excelente
Techo de servicio	Bueno	Excelente	Muy bueno	Regular

Fuente Diseño y construcción de un sistema de eléctrico para el apoyo al aterrizaje de un UAV. Dave F. Luna [33]

2.2. APLICACION DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

Si bien fueron las aplicaciones militares las que dieron origen a los UAV y es este sector el que ha dado el mayor impulso a su desarrollo, las aplicaciones civiles han venido tomando importancia y han ampliado el campo de acción y aplicación de los mismos, lo que ha impulsado nuevas formas de operación y una mayor gama de sistemas.

Siendo este el caso mientras las aplicaciones militares son mayormente usados los aeroplanos, las aplicaciones civiles se centran mas en la maniobrabilidad y capacidad de vuelo estacionaria de quad-rotors o helicópteros [11].

Es de destacar el uso de helicópteros no tripulados para tareas de fumigación. Esta aplicación cuenta en Japón o un número elevado de sistemas en funcionamiento, cubriendo el 10 % de la extensión fumigada en Japón, esto disminuye costos en gran medida [15].

Un conjunto amplio de aplicaciones consisten en dotar al UAV de una cámara y de un sistema que permita capturar o transmitir la imagen a la estación en tierra. Estos sistemas de adquisición de imágenes para un procesamiento manual o automático en línea o en una fase posterior, permite generar aplicaciones como inspección, búsqueda o vigilancia [15] (Figura 2-2).

Tabla 2-2: Aplicaciones civiles de los UAV

APLICACIÓN	EJEMPLO
Inspección de infraestructuras	Líneas eléctricas, oleoductos y gaseoductos
Inspección de obra civil	Puentes, viaductos o presas
Vigilancia de fronteras	Inmigración ilegal o contrabando
Supervisión de tráfico	
Patrulla marítima	Inmigración ilegal o contrabando
Filmografía	Cine, reportaje o fotografía
Reconocimiento y toma de datos en desastres naturales	Huracanes, terremotos, erupciones volcánicas
Levantamiento de mapas	Topografía
Climatología	Toma de muestras
Agricultura	Análisis de estrés hídrico
Intervención en desastres no naturales	Vertidos contaminantes (Petróleo)
Enlace de comunicaciones	
Localización de recursos naturales	Pesca, minería
Transporte de paquetería	
Búsqueda y rescate	Naufragios

Fuente Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. A. Barrientos, J. del Cerro, P. Gutiérrez [11]

2.3. COMPONENTES Y SISTEMA DE ALIMENTACIÓN DEL UAV

La selección de los perfiles de las partes de una aeronave, al igual que los tipos de estas son partes fundamentales en el proceso de diseño y construcción, pues de este aspecto depende como se movilice la aeronave, las velocidades características, la fluidez de su movimiento, las distancias de aterrizaje y su eficiencia aerodinámica que nos define la relación entre el consumo energético y trabajo realizado. [9] Las principales partes de una aeronave son sus alas, cola y fuselaje, pues sus superficies definen la aerodinámica del sistema, por lo que se deben seleccionar perfiles para cada una de las partes de forma que se adapten a la aplicación en que se van a utilizar.

2.3.1. Alas

Una de las principales partes de un aeromodelo son las alas pues estas le permiten darle la dirección en los diferentes ejes y que se mantenga en vuelo gracias a la fuerza de sustentación

que se produce sobre estas. [20] [19]

Alas de Barrido Variable

Han sido utilizadas en varios diseños de vehículos aéreos no tripulados (UAV), como en el Instituto Politécnico Nacional de México, que se realizó una investigación sobre una aeronave no tripulada transformable en el que exponían las alas de barrido variable [22].

En la revista Aerospace Science and Technology se publicó un artículo con un proyecto realizado en La Universidad Técnica de Múnich sobre el desarrollo de un ala de este tipo, además que muestra su respectiva simulación en un túnel de viento. [41] [13] [40] [18] [34]

Alas de Torsión Variable

Este otro tipo de alas no es comúnmente usado, sin embargo, el UAV que se mencionó anteriormente desarrollado por la UC San Diego, integra en el diseño de su aeronave las alas de torsión variable, pues esto le permite al aeroplano aterrizar de manera vertical como lo hacen las aves, por ejemplo el búho, en el cual se inspiró su diseño. [37] [8] [40] [18]

Alas de Envergadura Variable

Este tipo de ala había sido aplicada en algunos aviones militares, hasta que fue adaptada por el ILC Dover para un UAV llamado "Apteron", el cual cambia su envergadura inflando y desinflando sus alas con ayuda de un globo.[6] La Universidad de Florida hizo una investigación sobre las alas deformables con la capacidad de transformarse continuamente. De allí pudieron extraer un modelo que les permitió concluir que el ala flexible permite formas complejas y es más estable que las rígidas, particularmente en condiciones climáticas turbulentas, pero así mismo asumieron que el control y manejo de estas alas no se podían hacer manual, haciendo así necesario el software y hardware para su control. [37] [8] [40]

2.3.2. Fuselaje

El fuselaje es la estructura principal de cualquier aeronave, pues es el cuerpo de esta, dentro de este se encontrará el circuito, baterías, mecanismo de control, entre otros. De la misma forma se encarga de unir las alas, el estabilizador vertical y horizontal, el tren de aterrizaje y los motores. [19] [46] Es por esto que cobra importancia a la hora del diseño de la aeronave, donde en algunos casos como en los BWB se integran al diseño de las alas, realizando una única estructura, y en otros casos como en los planeadores es despreciable a la hora de llevar a cabo los cálculos dinámicos por la forma en que esta planteada su estructura. No

obstante el diseño del cuerpo del avión debe ser sometido a pruebas de túneles de viento para analizar el comportamiento de la estructura sometida las condiciones propuestas de funcionamiento. Además, el diseño de fuselaje debe cumplir con las normas del aeromodelismo con el fin de optimizar diseño y con ello desarrollar geometrías más eficientes en vuelo. [8] [52] [35]

2.3.3. Cola

Ya teniendo las alas y el fuselaje, es importante pensar en la parte de atrás de la aeronave, pues es allí donde se encuentra el secreto de la estabilidad de esta, es por ello que se dedicara este segmento a dar información acerca de los diseños y desarrollos existentes con respecto a esta zona primordial del avión. [2] [3]

Cola convencional

Este diseño esta formado por un par alerones los cuales son conocidos como la cola vertical y horizontal, los cuales se acoplan de tal forma que el avión mantenga su estabilidad y su centro de gravedad donde debe ser; de hecho las alas y la cola del avión se pueden ubicar de forma tal que el centro de gravedad quede en un punto estratégico, y de esta forma optimizar el rendimiento de la aeronave. [19] [51] [35]

Este es el diseño más comúnmente usado en los UAV, un ejemplo de esto lo podemos ver en el modelo realizado por un estudiante de la Universidad de Sevilla, para la motorización medioambiental y pues los factores más determinantes del diseño son el despegue a mano y el aterrizaje sobre el fuselaje, por lo que este tipo de cola es el que más se adecua a los requerimientos, agregando la estabilidad lateral que genera sobre el avión. Este mismo modelo también se uso en otro diseño de UAV basado en sistemas y dispositivos COTS (Componente sacado del estante, por sus siglas en ingles), que realizo un estudiante en la Universidad Politécnica de Cartagena. [46].

Celdas solares

Las celdas solares constan de pequeñas células solares que constan de una zona N, una zona P y una juntura (observar Figura 2-1), en las células los fotones de la radiación solar impactan sobre la superficie de la célula donde los absorbe los materiales del semiconductor, en este momento los fotones golpean a los electrones desplazándose del átomo creando un potencial eléctrico. [49]

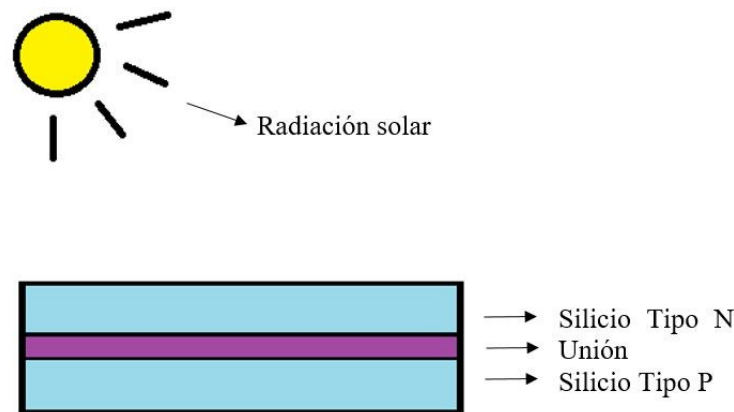


Figura 2-1: Celdas solares.

Fuente Los autores

Se ha demostrado que la eficiencia que tiene una celda solar es de 20 de eficiencia con GaAs (Galio -Arsénico) con una unión simple de Si (Silicio), en la Universidad Estatal de Ohio también ha demostrado un rendimiento de 17.1 de las celdas solares de GaAs con una capa amortiguadora de Ge (Germanio), Nagoya Inst. Tech. ha logrado 22,1 con la celda solar de GaAs Si.

Se espera que las celdas solares compuestas con una unión simple de Si tengan una alta eficiencia y por consecuencia un peso ligero, y un bajo costo. Con Si mejoran efectos sobre la ruptura de las celdas. Además, mejora en la eficiencia de GaAs-on-Si de unión simple, y celdas solares multi-unión se puede obtener mediante la reducción de las densidades de dislocaciones a menos de $3 \times 10^5 \text{ cm}^{-2}$. Respecto a los materiales usados para la realización de celdas solares se encuentran las basadas en calcopirita $\text{Cu}(\text{In,Ga})\text{Se}_2$ o CIGS muestran un mayor potencial para celdas solares de bajo costo a comparación con la celdas solares de silicio. Las fotocélulas de silicio llegan a un máximo de eficiencia de 20.3, se puede llegar a reducir costos de fabricación usando otro tipo de aleaciones, por ejemplo usando plásticos. Se consiguió una eficiencia de 18.7 usando poliimididas, y usando sustratos de láminas de metal de acero esmaltado se consiguió también 18,7, con titanio de 17,8 y con acero inoxidable 17,7 . Por otro lado a nivel de aeronaves espaciales Boeing realizó paneles solares que llegaron a tener un máximo de 33 de eficiencia, estas celdas son denominadas IMM (inverted multijunction metamorphic) integrada en el programa IBIS (Integrated Blanket/Interconnect System), estas pasarán a ser la siguiente generación de arreglos solares de alto poder. Se encontró que el módulo de Young de los materiales tiende a disminuir drásticamente al aumentar la temperatura, en la curva de tensión- deformación nominal de los materiales, y la de laminación se produce antes de fracturarse el material a temperaturas más altas, por lo que se deben tener en cuenta los límites máximos de intensidad solar permitida por la celda solar. [16]

Las celdas solares tienen una gran confiabilidad que se ha comprobado comparando una

simulación de vuelo con los datos en tiempo real, a un clima óptimo a la luz del mediodía, exactamente a las 12:02, a una temperatura de 14 grados C y un viento al noreste de grado 3-4, controlando la altitud para mantener el balance de energía. De esta manera los paneles solares en el vuelo llegaron a una potencia de 481.12W a comparación de la potencia que se había calculado de 513.7W basada en la simulación por matlab del vuelo programado, con esto se consiguió en vuelo real una potencia del 93 de la potencia calculada teóricamente probando la confiabilidad de las celdas solares. [31] [5]

3 CONCEPTUALIZACIÓN Y DISEÑO

3.1. CONFIGURACIÓN PRELIMINAR AERODINÁMICA

Para iniciar el planteamiento del proyecto se decidió organizar los parámetros mas críticos para posteriormente realizar una estimación a grandes rasgos que permita encaminar el proyecto.

3.1.1. Configuración General del Aeromodelo

En primera estancia se escogió la configuración general del aeromodelo, se plantearon dos posibles soluciones: Convencional (Figura 3-1) y Tandem (Figura 3-2). Se escogió entre estos dos pues su configuración permitían una mejor disposición para las celdas solares, pues dejaban más superficie disponible y se podían ordenar mejor. [38] [44]



Figura 3-1: Configuración Convencional.

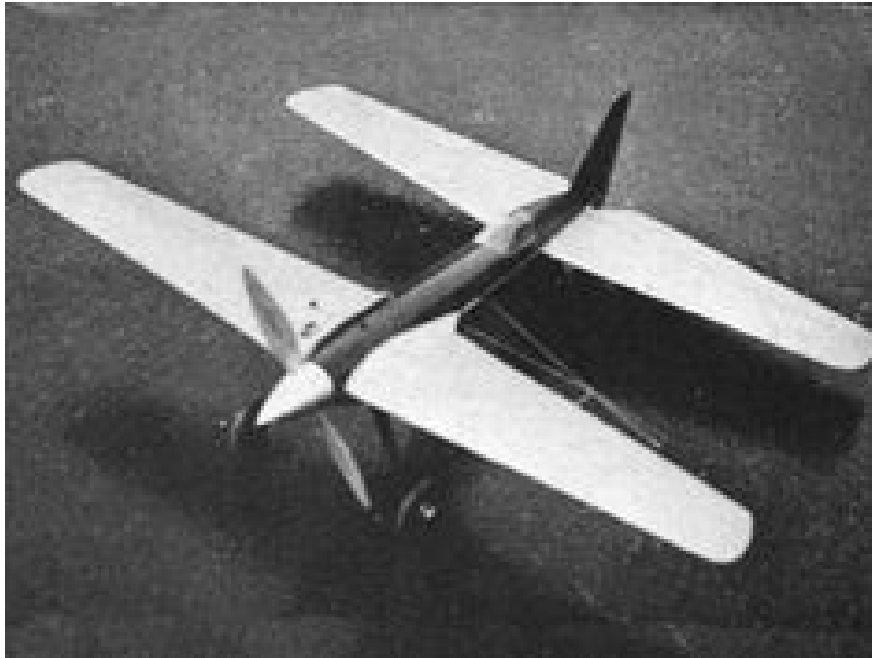


Figura 3-2: Configuración Tandem.

Fuente www.airwar.ru

A partir de fundamentos teóricos encontrados se realizó una matriz de pesos para la elección de la configuración como se muestra en la Tabla 3-1. [44] [25]

Tabla 3-1: Matriz de selección de la configuración de la aeronave.

FIGURA DE MÉRITO	FACTOR DE PESO	CONVENCIONAL	TANDEM
Construcción	0,25	5	4
Estabilidad y Control	0,3	4,5	4
Eficiencia Aerodinámica	0,45	3,8	4,5
TOTAL	1	4,31	4,225

Fuente Los autores

De esta matriz se obtuvo que el avión convencional sería más apropiado para la aplicación en que se usará, estos valores fueron tomados a partir de libros y diferentes artículos. [38] [47]

Se contemplaron dos tipos de uniones entre las alas y el fuselaje, con el fin de mejorar la aerodinámica del aeromodelo como se muestra en la Figura 3-3, la imagen de la parte derecha es un acople recto, mientras que en la imagen izquierda se muestra un acople con redondeo, para disminuir los vórtices generados por el ángulo recto. Sin embargo, se optó por el acople

recto debido a la dificultad de construcción de este, debido a que requiere tener la forma del perfil alar.

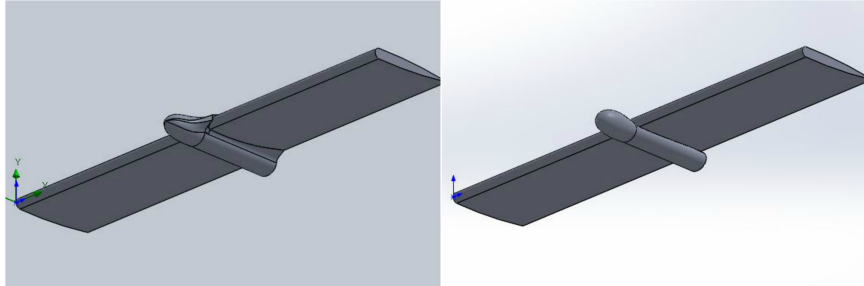


Figura 3-3: Acople entre fuselaje y alas.

Fuente Los autores

3.1.2. Tipo de Aeromodelo

El segundo parámetro a decidir es el tipo de UAV que será construido, para este parámetro se tienen una gama de posibilidades, la primera son los aviones acrobáticos que regularmente poseen alas en V con un gran valor en su cuerda, que les da gran capacidad de movilidad, este tipo de aviones regularmente son usados para maniobras cerradas, como desventaja esta que tienen un alto consumo de energía lo que acorta su tiempo de vuelo; en segundo nivel están los aviones entrenadores que se caracterizan por alas rectangulares que les dan una alta sustentación, y tienen facilidad de ser recuperados ante alguna perturbación externa, por último están los tipo planeador que se caracterizan por su poco peso y alto valor de envergadura como ventaja son eficientes respecto a la energía consumida, como desventaja principal es que son sensibles ante las perturbaciones externas como lo son corrientes de aire cruzadas. [47]

Se optó por elegir un tipo planeador inicialmente porque requerirá de menos energía siendo coherente con el objetivo del proyecto, y agregado a esto porque al tener una mayor envergadura facilita el posicionamiento de las celdas solares. Existen tres tipos de planeadores, los planeadores primarios usados para entrenamiento; los veleros, construidos como aviones ordinarios pero para conseguir la máxima eficiencia aerodinámica; y los planeadores de carga, utilizados principalmente en aplicaciones militares. Para esta aplicación el planeador tipo velero es el que más se adapta a los requerimientos planteados, realizando la aclaración de que es un prototipo con motor, pues en muchos libros y artículos de investigación, se escribe sobre planeadores tipo veleros sin motor, y se escogió este tipo de avión en base únicamente a las ventajas que ofrece la estructura y geometría, en cuanto a los parámetros que establecieron para este aeromodelo. [45] [47] A partir de estas consideraciones se obtienen los requerimientos preliminares visto en la Tabla 3-2 que son comunes para este tipo de

aeromodelos.

Tabla 3-2: Aproximaciones preliminares.

APROXIMACIONES PRELIMINARES	
APLICACIÓN	EJEMPLO
Comportamiento del UAV	Tipo planeador ala alta
Planta motriz	Eléctrica
Velocidad de vuelo crucero	60 km/h
Peso	4 kg

Fuente Los autores

3.1.3. Estimación del Peso

Se realizó una aproximación del peso que podría tener el aeromodelo, estimando la masa de cada uno de los componentes (como se observa en la Tabla 3-3) y la posible ubicación, de forma que el centro de gravedad pudiera coincidir con el centro aerodinámico del perfil alar, según el balance que principalmente se hace a partir del motor y baterías que son los elementos claves y más pesados dentro de la estructura. Se tuvieron en cuenta los componentes principales y el sistema de control y alimentación, el cual está conformado por el autopiloto, circuito de las celdas solares, entre otros.

Tabla 3-3: Peso de los elementos principales

ELEMENTO	PESO
Motor Electrico	151 g
Bateria Lipo	422 g
Driver Motor	114 g
Autopiloto y sus componenetes	145 g
Celdas Solares	368 g
Estructura del Avión	1000 g
4 Servos	200 g
TOTAL	2400 g

Fuente Los autores

3.2. CONFIGURACIÓN ALAR

El diseño de la configuración alar del UAV se encuentra determinada de acuerdo a los siguientes parámetros, los cuales serán analizados individualmente y se hará la justificación de su valor correspondiente, obteniendo así la mejor configuración posible en esta aplicación:

- Relación de Aspecto (AR)
- Relación de Taperado (λ)
- Cuerda (C)
- Envergadura del Ala (b)
- Superficie Alar (S)
- Dimensionamiento de los Alerones
- Selección del Perfil Alar
- Cálculos Aerodinámicos

3.2.1. Relación de Aspecto

Esta es una medida que relaciona la envergadura y la cuerda del ala. Para encontrar una relación de aspecto adecuada para el UAV que se está diseñando se deben tener en cuenta diferentes factores que permitirán un mejor desempeño del UAV en vuelo. [38]

El coeficiente de sustentación se ve directamente afectado por el ángulo de ataque (α), como se observa en la Figura 3-4.

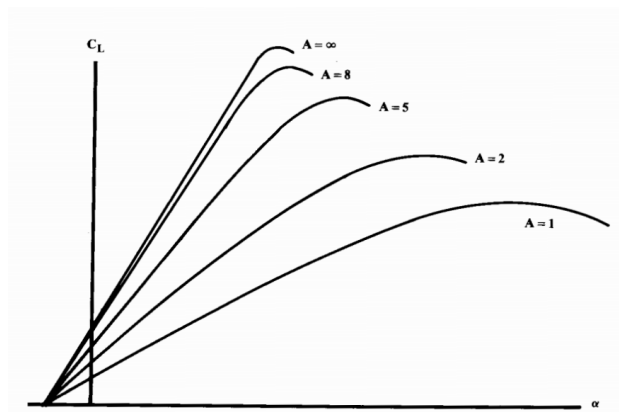


Figura 3-4: Efecto de la Relación de Aspecto (AR) sobre la Sustentación.

Fuente Aircraft Desing: A Conceptual Approach. Daniel P. Raymer

El tipo de aeromodelo también es un factor importante, un avión tipo planeador tiene una relación de aspecto entre 10 y 30, pues de esto depende la sustentación que puedan generar

las alas sobre el mismo, ya que con relaciones de aspecto bajas las alas se ven más afectadas por los vórtices generadores de turbulencias que se forman en las puntas y en todas las superficies de sustentación, los cuales producen arrastre inducido y una disminución en la eficiencia aerodinámica, como consecuencia. [47].

Por otra parte como se van a utilizar celdas solares sobre las alas, necesitamos un área de superficie grande que no alargue la envergadura para no incrementar peso en el avión, por lo que se debe encontrar un equilibrio entre los parámetros mencionados anteriormente y la superficie para la cantidad de celdas que se van a adaptar según el tamaño de la cuerda, alerones y envergadura, por lo que el valor escogido para la Relación de Aspecto es de 8,5.

$$AR = 8,5$$

3.2.2. Relación de Taperado

Es la relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de la punta del ala. Se escogió la ala recta pues de esta forma se podían adaptar de mejor forma las celdas solares, ampliando la superficie alar y así mismo generando mayor sustentación, factor muy importante en este tipo de planeadores.

$$\lambda = 1$$

3.2.3. Cuerda

A diferencia de la mayoría de diseños que encuentran, donde la superficie alar se calcula en base a la relación de aspecto, y a partir de esta superficie se hallan los parámetros de cuerda y envergadura, este diseño tiene como criterio inicial que a lo largo de la cuerda del perfil alar deben adaptarse una serie de dos celdas solares. Pero así mismo el tener una cuerda de gran tamaño implica una envergadura mayor para cumplir la relación de aspecto fijada previamente, y esto conllevaría un aumento en el peso de la aeronave, por lo tanto esta medida debe ser del menor valor posible de forma que cumpla estos dos parámetros, pues se debe contar también con el espacio de la cuerda del alerón, así que el valor más apropiado fueron 35 centímetros. [38] [47]

$$c = 0,35m$$

3.2.4. Envergadura del Ala

Una vez se obtuvieron los valores de la Relación de Aspecto y la Superficie alar, es posible calcular el valor de la envergadura a partir de la ecuación que relaciona dichos términos:

$$b = S * AR = 0,35m * 8,5 = 2,975mm \quad (3-1)$$

$$b = 2,975m \approx 3m$$

3.2.5. Superficie Alar

En base a los parámetros escogidos anteriormente se halló la superficie alar.

$$S = c * b = 0,35m * 3 = 1,05m^2 \quad (3-2)$$

$$S = 1,05m^2$$

3.2.6. Dimensionamiento de los Alerones

La elección y dimensionamiento de las superficies de control del aeromodelo, es una parte indispensable en el diseño del mismo, pues estas permitirán un movimiento suave en cualquier giro o una rápida recuperación del avión, realizando movimiento bruscos. El avión se encuentra ubicado sobre un eje longitudinal imaginario, el manejo de los alerones permiten su movimiento sobre este eje, como se puede observar en la Figura 3-5, este cambio de ángulo es llamado alabeo. [39] [45]



Figura 3-5: Variación del ángulo de alabeo.

Fuente www.manualvuelo.com

El alerón que se ha flexionado hacia abajo, produce un aumento de sustentación en su ala correspondiente, provocando el ascenso de la misma, mientras que el alerón que es flexionado hacia arriba, produce en su ala una disminución de sustentación, motivando el descenso de la misma. [39]

El diseño de los alerones tiene dos variantes, de borde de salida o punta del ala, el primero nos asegura un correcto funcionamiento del mando en todas las condiciones de vuelo, pues

en todo momento una parte del alerón al menos esta dentro del flujo aerodinámico del ala y el tipo de punta de ala es más utilizado y adecuado para maquetas o veleros, pues permite una mayor estabilidad y cambios de giro mas suaves. Se escogió el segundo tipo de alerón, pues es el que corresponde al tipo de avión que se está diseñando, la superficie de estos varía del 8 al 14 %, sin embargo la cuerda se calcula por la siguiente ecuación:

$$c_a = c * 0,22 = 35cm * 0,22 = 7,7cm \quad (3-3)$$

$$c_a = 8,05cm$$

$$b_a = b * 0,28 = 300cm * 0,28 = 84cm \quad (3-4)$$

$$b_a = 84cm$$

$$S_a = 2 * c_a * b_a = 7,7cm * 84cm = 646,8m^2 \quad (3-5)$$

$$S_a = 1293,6cm^2$$

Equivalente al 12.32 % de la superficie alar total.

3.2.7. Selección del Perfil Alar

Tipo de Perfil

Se selecciono un perfil asimétrico pues tiene un mayor coeficiente de sustentación que el perfil simétrico, debido a que el borde superior tiene una forma diferente al inferior cambia como el aire fluye sobre ella, causando menores pérdidas de desplome, lo que ocurre a altos ángulos de ataque, y además es muy usado en planeadores. [6] [10]

Dentro de los perfiles asimétricos existen una gran variedad de geometrías, en este caso se escogió biconvexo asimétrico (Figura 3-6), este tipo de perfil es mayormente usado en planeadores y en algunos aviones veleros, por lo tanto es adecuado para la aplicación en comparación a los demás tipos de perfiles.



Figura 3-6: Perfil Asimétrico

Nomenclatura

La nomenclatura usada para la elección de los perfiles es particular para cada aplicación o necesidad. En la actualidad, gracias al uso de varios software's y la tecnología al alcance, podemos crear perfiles que suplan estas necesidades. Sin embargo a lo largo de la historia se han creado varias familias de perfiles, entre las más conocidas se pueden citar la serie NACA, la serie TsAGI, Joukow sky, Clark, Eppler, entre otras. [6] [10]

Para la selección de los perfiles alares se utilizaron 10 referencias NACA, tipo Asimétricos Convexos, sin embargo, al comparar los perfiles EPPLER (Figura 3-8) con los NACA (Figura 3-7), se obtuvo que tienen mayores coeficientes de sustentación, menores coeficientes de arrastre y menores coeficientes de momento, por lo que se decidió escoger la serie EPPLER.

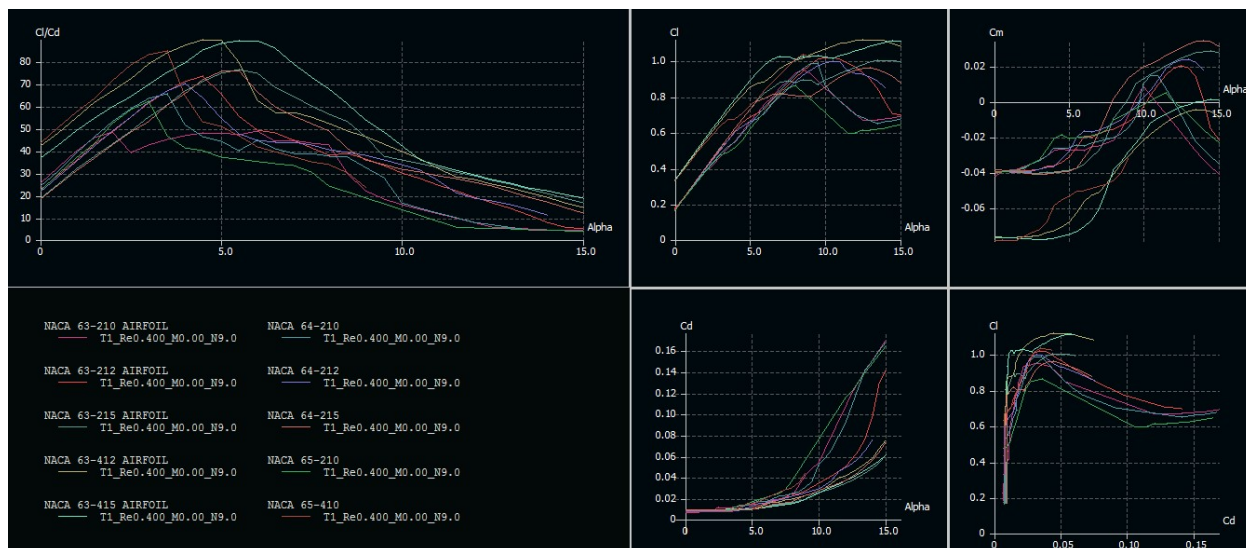


Figura 3-7: Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil alar NACA

Fuente XFLR5

La serie Eppler, son de la familia de perfiles alemanes diseñados bajo el concepto de "perfiles de flujo laminar", el cual es movimiento de un fluido cuando éste es ordenado y suave, por lo tanto es típico en fluidos de bajas velocidades y altas viscosidades, así que son perfiles mayormente utilizados en planeadores o entrenadores de bajas velocidades. De esta forma se pueden encontrar UAV's como el realizado por la Universidad Los Libertadores, SOLvendus con un perfil Eppler y el Navigator X2 de la Universidad de San Buenaventura con un perfil Eppler 399.

Para la selección del perfil se tuvieron en cuenta parámetros de sustentación, el cual viene siendo principalmente dado por la curvatura del borde inferior, y de la misma forma que permitiera colocarle las celdas solares sin mayor problema, por lo que se realizó un promedio

entre estos parámetros, escogiendo los perfiles mostrados en la Tabla 3-4.

Se utilizaron 11 perfiles alares EPPLER para realizar la simulación 2D en XFLR5, escoger el ángulo de ataque del perfil y así mismo el perfil de máxima eficiencia aerodinámica, teniendo en cuenta un bajo coeficiente de momento. Se compararon con un Numero de Reynolds de 350.000 que corresponde a una velocidad menor que la de vuelo de $60\text{Km}/\text{H}$ (Figura 3-8), según lo requerimientos de diseño.

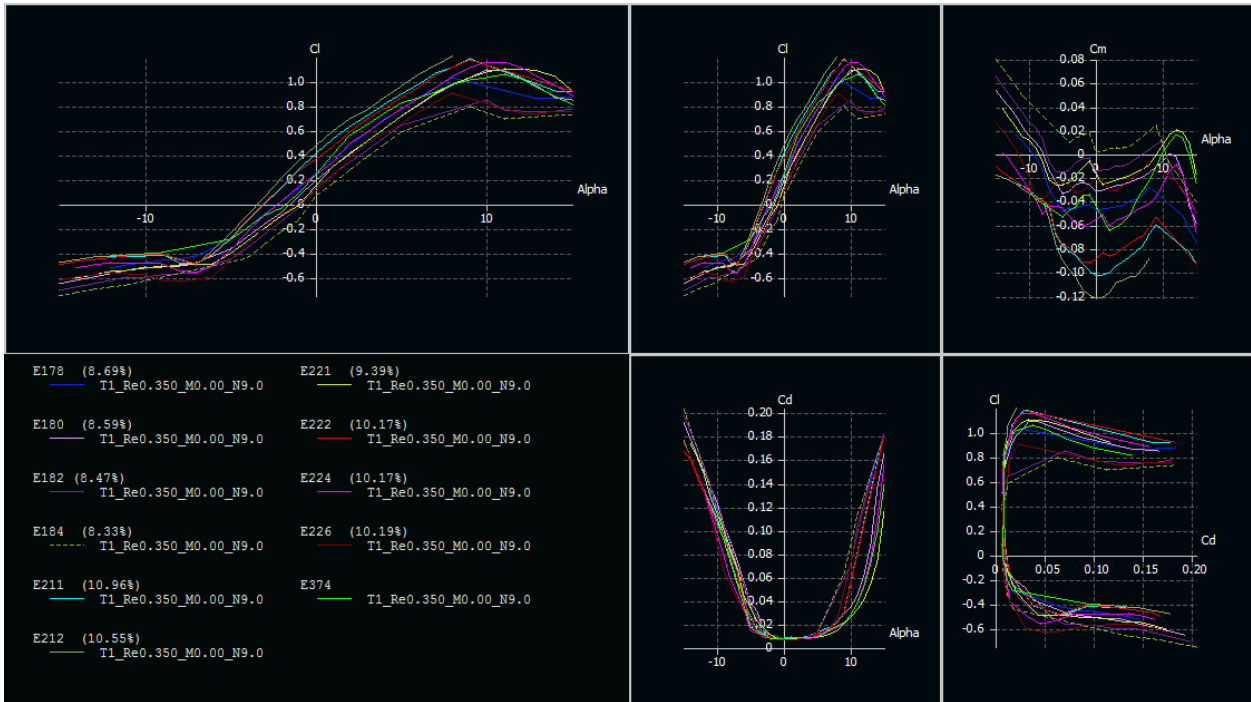


Figura 3-8: Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil alar EPPLER

Fuente XFLR5

Se realizó la comparación de los perfiles hallando los valores críticos de los parámetros necesarios para la elección del perfil, valores obtenidos en las simulaciones 2D (Figura 3-8):

- Coeficiente de Sustentación (C_L) máximo debido a que si su valor es mayor, se obtendrá mejor sustentación.
- El ángulo al que se genera el C_L máximo, según las curvas obtenidas si el ángulo de ataque es mayor, el C_L tiene un rango más amplio en el que puede aumentar constantemente.
- El coeficiente de arrastre (C_D) mínimo debido a que si es menor su valor, el perfil alar tendrá menor arrastre.
- El ángulo al que se genera el coeficiente de arrastre (C_D) mínimo, debido a que a mayor ángulo del C_D mínimo, se obtiene menor arrastre.
- El coeficiente de momento (C_M) mínimo, entre mayor sea su valor, menor es el momento, debido a que es mas cercano a cero.

f) La eficiencia (B), debido a que a mayor valor se tendrá mejor relación C_L/C_D .

Estos son resultados que se obtienen a partir de la simulación 2D en XFRL5, plasmados en la Tabla 3-4.

Tabla 3-4: Matriz de pesos ponderados de selección del perfil alar

PERFILES ALARES							
Nombre	Cl max	Ang Cl max	Cd min	Ang Cd min	Cm min	B	Total
Prioridad (%)	20%	5%	15%	5%	15%	40%	100%
E178	1,023	8,00	0,0072	0,00	-0,0733	82,20	
	57,317	0,00	44,4444	66,67	49,8429	71,11	57,38
E180	1,087	10,00	0,0069	-1,00	-0,0578	78,19	
	72,927	50,00	77,7778	33,33	66,0733	62,02	65,14
E182	0,847	10,00	0,0072	0,00	-0,0492	57,43	
	14,390	50,00	44,4444	66,67	75,0785	14,94	32,62
E184	0,788	9,00	0,0073	0,00	-0,0395	50,84	
	0,000	25,00	33,3333	66,67	85,2356	0,00	22,37
E211	1,176	9,00	0,0076	0,00	-0,1022	84,56	
	94,634	25,00	0,0000	66,67	19,5812	76,46	57,03
E212	1,198	11,00	0,0074	1,00	-0,1209	94,94	
	100,000	75,00	22,2222	100,00	0,0000	100,00	72,08
E221	1,098	12,00	0,0074	-1,00	-0,0254	78,50	
	75,610	100,00	22,2222	33,33	100,0000	62,72	65,21
E222	1,169	9,00	0,0070	0,00	-0,0917	89,90	
	92,927	25,00	66,6667	66,67	30,5759	88,57	73,18
E224	1,153	11,00	0,0068	0,00	-0,0654	81,89	
	89,024	75,00	88,8889	66,67	58,1152	70,41	75,10
E226	0,901	8,00	0,0067	0,00	-0,0484	51,18	
	27,561	0,00	100,0000	66,67	75,9162	0,77	35,54
E374	1,051	11,00	0,0075	-2,00	-0,0641	91,03	
	64,146	75,00	11,1111	0,00	59,4764	91,13	63,62

Fuente Los autores

De acuerdo al análisis que se obtuvo a partir de los resultados de la simulación 2D en XFRL5 el perfil mas apropiado para la aplicación es el Eppler 224, por lo que se procedió a realizar la simulación en un programa CFD, en este caso Ansys para obtener las gráficas y a partir de estas obtener el ángulo de ataque en 3D, el cual se acercaba mas a realidad y seria este el cual

se usaría en las alas del UAV. El ángulo de incidencia del ala sobre el fuselaje seleccionado es de 3 grados debido a que el C_D comienza a aumentar significativamente a partir de los 5 grados y el C_L se mantiene en incremento constante hasta los 8 grados por lo que se tiene un rango lineal más amplio si el ángulo de trabajo es 3 grados, en este ángulo se obtiene un C_L de 0.63, un C_D de 0.0076 y un C_M de -0.035, que en relación a los otros perfiles es una de las mejores sustentaciones, y menores arrastres y momentos obtenidos, como se mostró en la Tabla 3-4.

3.2.8. Cálculos aerodinámicos

Una vez obtenidos los valores de los coeficientes de sustentación, arrastre y momento se procedió a realizar los cálculos de las fuerzas aerodinámicas que influyen en vuelo de un avión. Partiendo de los siguientes valores se hallaran las fuerzas actuantes en el centro aerodinámico del perfil, que idealmente debería coincidir con el centro de gravedad para no agregar momentos externos [28] [29].

$$\boxed{C_L = 0,63} \quad \boxed{C_D = 0,0076} \quad \boxed{C_{Mc/4} = -0,035}$$

Como parámetros iniciales tenemos la cuerda, envergadura, la superficie alar, altura y velocidad de vuelo, en un rango donde se moverá el avión.

$$\boxed{c = 0,35m}$$

$$\boxed{b = 3m}$$

$$\boxed{S = 1,05m^2}$$

$$\boxed{H_1 = 2800m \text{ s.n.m.}} \quad \boxed{H_2 = 3000m \text{ s.n.m.}}$$

$$\boxed{V_1 = 13,89m/s} \quad \boxed{V_2 = 20m/s}$$

A partir de estos datos se hallaron la viscosidad dinámica y la densidad del aire, respecto a cada una de las alturas, para definir el rango adecuado.

$$\boxed{\mu_1 = 0,0000171981Pa.s} \quad \boxed{\mu_2 = 0,0000171311Pa.s}$$

$$\boxed{\rho_1 = 0,927993kg/m^3} \quad \boxed{\rho_2 = 0,909122kg/m^3}$$

Con estos valores es posible calcular el Número de Reynolds y las fuerzas que actúan sobre el aeromodelo,

$$Re_1 = \frac{\rho_1 * V_1 * c}{\mu_1} = \frac{0,927993 * 13,89 * 0,35}{0,0000171981} = 262321,8826 \quad (3-6)$$

$$\boxed{Re_1 = 262321,8826}$$

$$Re_2 = \frac{\rho_2 * V_2 * c}{\mu_2} = \frac{0,909122 * 20 * 0,35}{0,0000171311} = 371479,5898 \quad (3-7)$$

$$\boxed{Re_2 = 371479,5898}$$

$$L_1 = \frac{1}{2} * \rho_1 * V_1^2 * S * C_L = \frac{1}{2} * 0,927993 * 13,89^2 * 1,05 * 0,63 = 59,22N \quad (3-8)$$

$$\boxed{L_1 = 59,22N}$$

$$D_1 = \frac{1}{2} * \rho_1 * V_1^2 * S * C_D = \frac{1}{2} * 0,927993 * 13,89^2 * 1,05 * 0,0076 = 0,7144N \quad (3-9)$$

$$\boxed{D_1 = 0,7144N}$$

3.3. CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN Y CONTROL

3.3.1. Tipo de propulsión

Para la selección del sistema de propulsión de plantearon diferentes opciones:

- Monomotor: Configuración basada en la potencia disponible de un solo motor. Esta configuración está limitada por el diámetro requerido para la hélice y la distancia entre las palas y el terreno. [44]
- Bimotor: Configuración adecuada para prevenir un sobre-voltaje y exceder el límite de corriente. Esta configuración presenta una alta complejidad a nivel estructural debido al torque ejercido por ambas hélices, además de requerir un seguimiento detallado de la potencia suplida por cada motor para prevenir condiciones de inestabilidad en vuelo. [44]

Se escogió la configuración de Monomotor, por facilidad de construcción a nivel estructural, además el circuito eléctrico de alimentación para dos motores complicaría mucho las conexiones e implicaría hacer otro circuito, pues estas celdas solares necesitan un regulador que deje pasar un voltaje constante, ya que la variación de la radiación causa una variación de voltaje respectivamente y esto puede causar daños en los motores, por lo que la opción mas viable es un Montomotor.

La siguiente configuración que se debe seleccionar es la ubicación del motor:

- Tractor: Motor posicionado en la nariz del aeromodelo, ubicación que facilita su instalación y otorga gran estabilidad en vuelo. [44]

- Pusher: Motor posicionado en la parte trasera de la aeronave, cuya principal desventaja es la alta probabilidad de impacto de la hélice con el terreno. [44]

Se seleccionó una configuración tractor, pues de esta forma equilibrar el avión y ajustar el centro de gravedad se facilita mucho más.

3.3.2. Sistema de propulsión

Velocidad de pérdida y crucero

Debido a que el UAV no está diseñado bajo parámetros de alguna certificación para alguna competencia o modo de vuelo, se utilizarán valores de datos previamente obtenidos:

- Velocidad de crucero: $V_c = 16,5m/s$
- Densidad del aire ($3000m.s.n.m$): $\rho = 0,909122kg/m^3$
- Coeficiente de sustentación máximo: $C_{Lmax} = 1,153$
- Superficie Alar: $S = 1,05m^2$
- Peso aeronave: $W = 21,6N$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 * 21,6}{0,909122 * 1,05 * C_{1,153}}} = 6,26m/s \quad (3-10)$$

Selección del motor

Dentro del aeromodelismo existe dos tipos de motores eléctricos usados: los motores brushless y los motores brushed, que a diferencia de los primeros tienen escobillas en su conexión eléctrica. Para hacer la selección del motor, se realizó una comparación entre estos.

Tabla 3-5: Comparación entre motores Brushless y Brushed

MOTOR	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Brushless	Motores robustos.	Alto costo de construcción.
	Disipan bien el calor, por lo que son mas eficientes.	Control electrónico, complejo y costoso.
	Consumen menos energía.	Requiere driver para su funcionamiento.
	Rango de velocidad elevado, ya que no tiene limitación mecánica.	
	Menor peso y tamaño para la misma potencia.	
	Menor ruido electrónico.	
	Requieren menos mantenimiento al no tener escobillas.	
Brushed	Bajo costo de construcción.	Poca transferencia de calor debido a su construcción.
	Escobillas intercambiables lo que aumenta su vida útil.	Mayor consumo energético.
	Control electrónico simple y de bajo costo.	Limitado rango de velocidades.
	No siempre requiere driver para funcionar.	Mayor generación de ruido debido a las escobillas.
		Alta inercia del rotor lo cual limita las características dinámicas.
		Requiere mantenimiento constante al tener escobillas.

Fuente Los autores

Por lo tanto se escogió un motor brushless, por su alta eficiencia, bajo peso y mismo par, además su bajo consumo energético permite realizar un circuito con la energía solar menos robusto.

Como punto de partida se escogieron la empresa AXI Model Motors, para encontrar la referencia adecuada a los requerimientos de la aplicación del UAV que se esta diseñando, en su pagina web se puede buscar el motor, definiendo dos parámetros, el peso de la aeronave y el tipo de la misma. De esta forma la pagina arrojó 12 resultados, entre los cuales se escogió el motor AXI 2820/12.

Entre sus especificaciones técnicas se recomienda utilizar una batería Li-Poly entre 3 y 5 celdas en serie, sin embargo para el tipo de aeromodelo que se esta diseñando, el fabricante

recomienda una batería de 4 celdas. El voltaje almacenado por cada celda en este tipo de baterías esta en 3.7V y máximo 4.2V, por lo tanto se tendría el siguiente voltaje de alimentación promedio:

$$V = 3,7 * 4 = 14,8V$$

Hallando este voltaje se puede obtener la potencia constante de entrada al motor y la máxima potencia momentánea.

$$P_{in_{cte}} = 14,8V * 25A = 370W$$

$$P_{in_{max}} = 14,8V * 37A = 547,6W$$

3.3.3. Sistema de Radiocontrol

La configuración de la aeronave exigía la utilización de 4 servomotores, controlados independientemente, pues necesitaba 2 alerones, uno en cada ala, el timón de profundidad ubicado en el estabilizador horizontal y el timón de dirección, en el estabilizador vertical.

Equipo de Radiocontrol

Debido a los requerimientos establecidos previamente se necesitaba un radio control de 4 canales, que permitiera el manejo independiente de cada servo motor, en la configuración mostrada en la Figura 3-9.

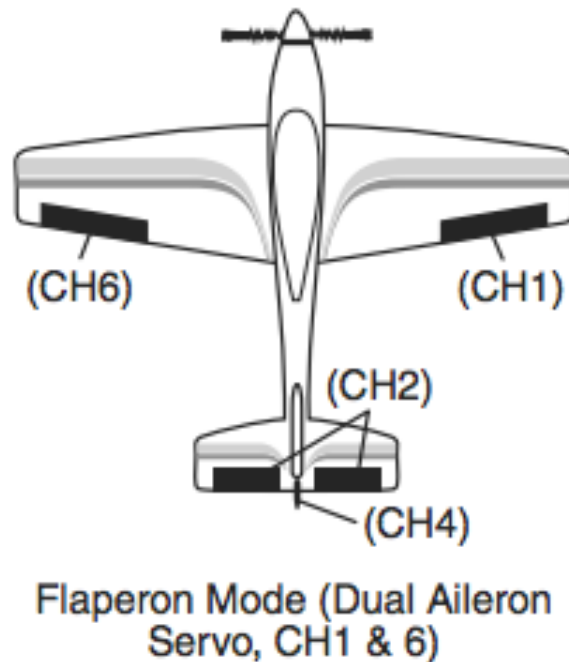


Figura 3-9: Configuración sistema de control del UAV

Fuente Manual Futaba 6EX 2.4 GHz

Sin embargo se seleccionó un radiocontrol de 6 canales, con tecnología de 2.4GHz, lo cual elimina bastantes problemas de interferencia en su comunicación. Su receptor esta equipado con dos antenas que de igual manera permite que la señal sea mejor recibida, evitando perdidas de información.

3.4. CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE

El fuselaje es el cuerpo central de un aeromodelo, que permite llevar la carga y el sistema de control y energía, ademas de ser el soporte principal para el resto de la estructura. Debido a que el UAV diseñado no va a llevar carga útil el diseño del fuselaje se realizó en base a los componentes internos, sus conexiones y la unión del eje de la cola y las alas.

A partir de la investigación preliminar, el aeromodelo está encaminado a mantener un peso mínimo en el modelo final, es por esto que se planteó y desarrolló un fuselaje, con estructura abierta y no del tipo cerrada como es acostumbrado en este tipo de vehículos aéreos clasificados como Mini UAV.

3.4.1. Equipos integrados dentro del UAV

Motor

Especificaciones:

- Referencia: AXI 2820/12
- Numero de celdas: 3-5s Li-Poly
- RPM/V: 990RPM/V
- Corriente sin carga: 1,7A
- Capacidad de corriente: 37A/60s
- Dimensiones: 35x48mm
- Peso: 151g

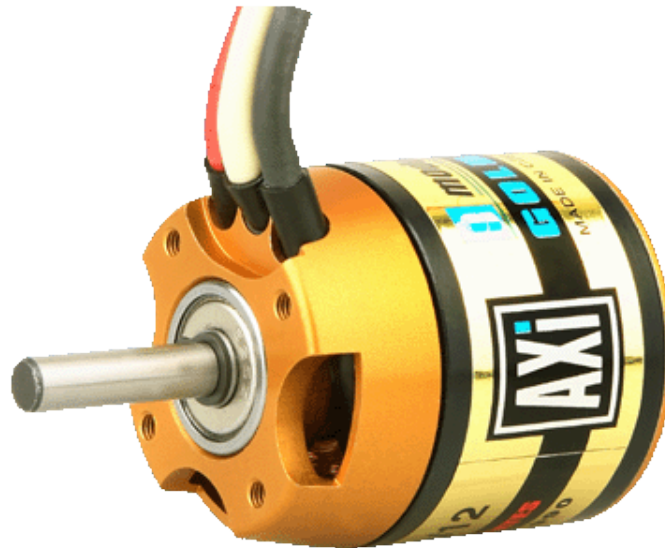













Figura 3-10: Motor Seleccionado

Fuente AXI Model Motors

En la pagina web de AXI Model Motors, se encuentran las recomendaciones de los fabricantes para los accesorios de cada motor, según el tipo de aeromodelo que se esté construyendo. En la Tabla **3-6**, se pueden observar la hélice, driver y batería sugeridas para la configuración de cada aeromodelo.

Tabla 3-6: Recomendaciones pa

	WEIGHT OF MODEL grams  ounces		Li-pol CELLS 	CURRENT MAX  I _{MAX}		 PROPELLER
 TRAINER	2 600	91,7	3s	37A/60s	40A	12"x5"
 TRAINER	2 000	70,5	2s	37A/60s	40A	13"x8"
 AEROBATIC	2 000	70,5	3s	37A/60s	40A	12"x6"
 3D	1 500	52,9	3s	37A/60s	40A	13"x4"
 SAILPLANE	2 400	84,7	3s	37A/60s	40A	12"x6,5"
 GLOW ENGINE CONVERSION	5 ccm / .32 - 2stroke .40 - 4stroke					

Fuente AXI Model Motors

Hélice

En base a las recomendaciones establecidas por AXI Model Motors en la Tabla **3-6** se escogió la hélice correspondiente.

Especificaciones:

- Tipo de hélice: Puller
- Longitud: 12" (30,48cm)
- Pitch: 6,5" (16,51cm)
- Material: Plástico
- Peso:



Figura 3-11: Hélice Seleccionada

Fuente Los autores

Batería

De acuerdo a las especificaciones del fabricante, se necesitaba como mínimo una batería de 3 celdas en serie, pero para darle un mayor empuje al UAV se optó por una de 4 celdas, pues el motor está diseñado para ser alimentado con una batería entre 3 y 5 celdas, como se aclaró previamente.

Especificaciones:

- Referencia:
- Numero de celdas: 4S
- Voltaje: 14,8V
- Capacidad de corriente: 5200mAh
- Corriente constante:
- Corriente máxima:
- Dimensiones: 145x50x32mm
- Peso: 422g



Figura 3-12: Batería Seleccionada

Fuente Los autores

Driver

El driver también se seleccionó en base a las recomendaciones de AXI Model Motors, con una corriente mínima de 40A para poder controlar y variar la velocidad del motor, sin embargo se utilizó uno con una capacidad de corriente de 90A, que de igual forma se adaptaba al diseño del UAV.

Especificaciones:

- Referencia: Jeti Advance 90 Pro opto
- Voltaje de alimentación: 12-42V
- Corriente sostenida: 90A
- Dimensiones: 65x55x7mm
- Peso: 90g

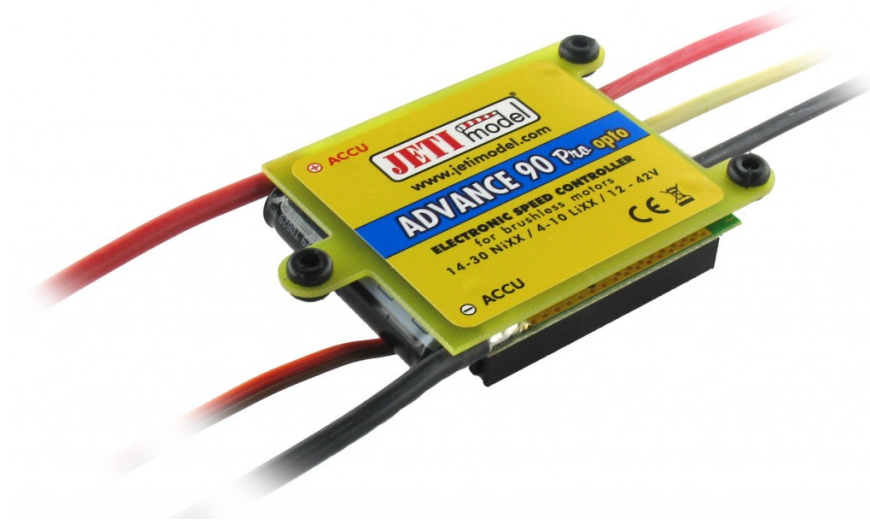


Figura 3-13: Driver Seleccionado

Fuente Jeti Model

Transmisor Radio Control

Especificaciones:

- Referencia: Futaba T6EX-2.4GHz
- Frecuencia: Transmisión en una banda de 2.4GHz
- Sistema operativo: 2 palancas, 6 canales
- Voltaje de alimentación: 9,6V NT8F600B Bateria Ni-Cd
- Paso de corriente:170mA



Figura 3-14: Transmisor Seleccionado

Fuente Master Models

Receptor Radio Control

Especificaciones:

- Referencia: Futaba R606FS
- Frecuencia: Recepción en una banda de 2.4GHz
- Sistema operativo: 2 palancas, 6 canales
- Voltaje de alimentación: 4,8-6V compartido con los servos
- Paso de corriente: 80mA
- Dimensiones: 41,6x27,5x9,2mm
- Peso: 9,8g



Figura 3-15: Receptor Seleccionado

Fuente Master Models

Sevomotores

- Referencia: Futaba 3003
- Voltaje de alimentación: 4,8-6V
- Velocidad (a 4,8V): 0,23s/60°
- Velocidad (a 6V): 0,19s/60°
- Torque (a 4,8V): 3,2kg.cm
- Torque (a 6V): 4,1kg.cm
- Dimensiones: 41x20x36mm
- Peso: 37,2g



Figura 3-16: Sevomotores Seleccionados

Fuente www.servodatabase.com

Autopiloto

Se seleccionó un autopiloto PIXHAWK, que integra la tecnología de 32 bits más reciente para deshacerse del problema de tener solamente 8 bits en la CPU de APM.

Características generales:

- 14 salidas PWM/Servo.
- Interfaz de bus (UART,I2C,SPI,CAN).
- Energía de respaldo integrado.
- Modo automático y manual.
- Provee redundancia en la entrada de la fuente de alimentación y la conmutación por error.
- Proporciona interfaz de alarma multisonido.
- Graba datos de vuelo en Micro SD.

Procesador:

- Memoria flash 32bit 2M STM32F427 Cortex M4, con hardware de la unidad de procesamiento de punto flotante.
- Frecuencia principal : 168MHz,256K RAM.
- Procesador de respaldo de seguridad 32 bit STM32F103.

Sensores:

- Giroscopio L3GD20 3 axis digital 16 bit.

- Acelerometro / Magnometro LSM303D 3 axis 14.
- Acelerometro / Magnometro MPU6000 6 axis.
- Barómetro de alta precisión MS5611.

Accesorios Adicionales:

- Alarma
- Botón de seguridad
- Modulo PPM
- GPS NEO-6M
- Modulo de potencia



Figura 3-17: Autopiloto seleccionado con sus accesorios

Fuente www.robohitec.com

3.5. CONFIGURACIÓN DEL EMPENAJE

Se escogió el empenaje convencional debido a que es de fácil manufactura y presenta una adecuada estabilidad en vuelo rectilíneo, además facilita la radiación solar directa sobre las celdas solares que están ubicadas sobre la superficie horizontal, y para colocar la mayor cantidad de celdas solares y generar una sustentación suficiente para estabilizar el aeromodelo

se escogió un taperado de 1 para el estabilizador horizontal, y para el estabilizador vertical un taperado de 0.5. [30]

En la parte inferior de la Figura 3-18 se muestra un CAD en el cual se ajustaron los pesos del aeromodelo, para hallar el centro de masa, y en la parte superior de la imagen se muestra la distancia del centro de masa al estabilizador horizontal L_{HT} y al estabilizador vertical L_{VT} . Mediante la ecuación 3-11 se realizó una aproximación de la distancia a la cual debía estar el centro aerodinámico de las alas con respecto al del estabilizador horizontal l , mediante los valores hallados en las simulaciones de los perfiles aerodinámicos, M_{CA} que es el momento generado en el centro aerodinámico de las alas, y L_T que es la fuerza de sustentación del estabilizador horizontal. [36]

$$l = \frac{M_{CA}}{L_T} = \frac{15,72N * m}{14N} = 1,22m \quad (3-11)$$

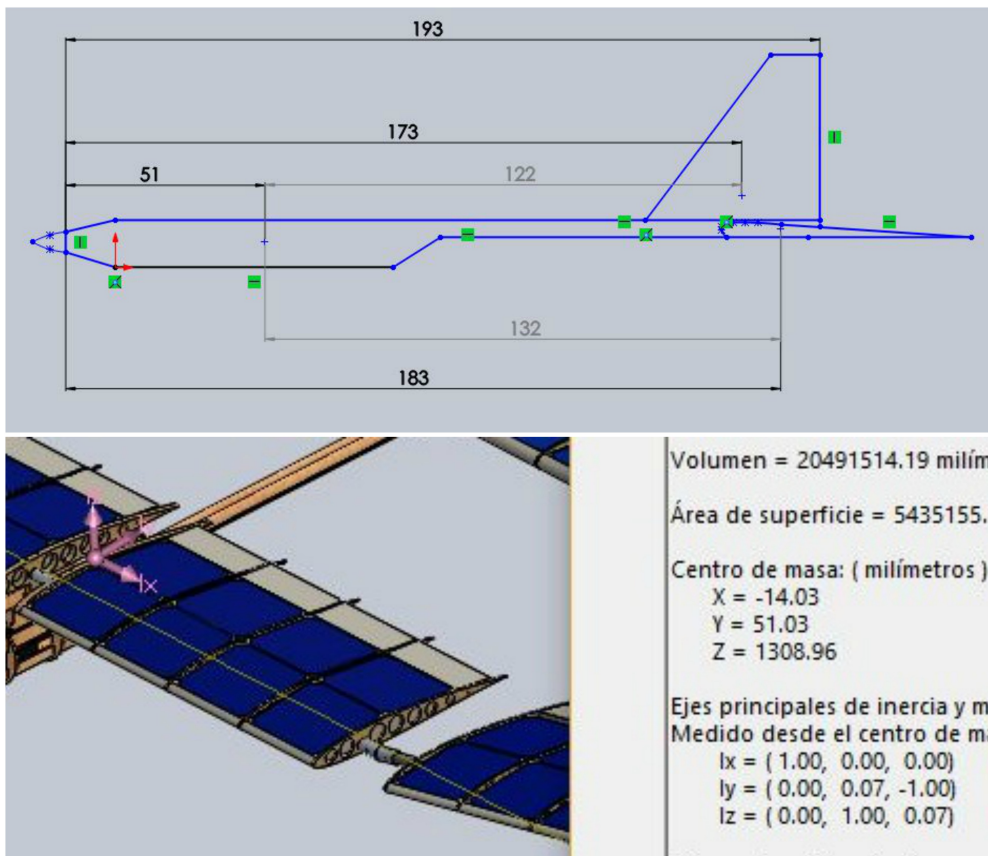


Figura 3-18: Distancia centro de gravedad y estabilizadores

El diseño de la configuración del empenaje del UAV se encuentra determinada de acuerdo a los siguientes parámetros, los cuales serán analizados individualmente y se hará la justificación de su valor correspondiente, obteniendo así la mejor configuración posible en esta aplicación:

- Relación de Aspecto (AR_H, AR_V)
- Relación de Taperado (λ_H, λ_V)
- Superficie Empenaje (S_{HT}, S_{VT})
- Envergadura del empenaje (b_{HT}, H_{VT})
- Cuerda de la raíz (C_{RVT}, C_{HT})
- Cuerda de la punta (C_{TVT})
- Centro Aerodinámico Medio (MAC_V)
- Confirmación de cálculos
- Selección de los perfiles estabilizadores
- Dimensionamiento de los timones de dirección y profundidad

3.5.1. Relación de Aspecto

Esta es una medida que relaciona la envergadura y la cuerda del empenaje, que se utiliza para encontrar una relación de aspecto adecuada para el UAV que se está diseñando se deben tener en cuenta diferentes factores que permitirán una mejor estabilidad del UAV en vuelo.

El tipo de aeromodelo es también un factor importante, un avión tipo planeador tiene una relación de aspecto entre 5 y 7 para el estabilizador horizontal, y para el estabilizador vertical una relación de aspecto entre 1.4 y 1.6. [47].

Por otra parte al ser utilizadas celdas solares sobre el estabilizador horizontal, se requiere un área de superficie de gran tamaño que no extienda la medida de la envergadura para no incrementar peso del empenaje; por lo que se debe encontrar un equilibrio entre los parámetros mencionados anteriormente y la superficie para la cantidad de celdas que se van adaptar según el tamaño de la cuerda, alerones y envergadura, por lo que el valor escogido para la relación de aspecto es de 5 del estabilizador horizontal y 1.5 del estabilizador.

3.5.2. Taperado

Es la relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de la punta de los estabilizadores. Se escogió un estabilizador horizontal recto pues de esta forma se podían adaptar de mejor forma las celdas solares, ampliando la superficie alar y así mismo generando mayor sustentación, y

para el estabilizador vertical se escogió la mitad para tener una forma similar a la ideal, es decir elíptica.

$$\boxed{\lambda_H = 1} \quad \boxed{\lambda_V = 0,5}$$

3.5.3. Superficie Empenaje

En base a los parámetros escogidos anteriormente se halló la superficie del estabilizador horizontal (ecuación(3-12)) y vertical (ecuación(3-13)). Las relaciones de volumen del estabilizador vertical V_{HT} y del estabilizador horizontal V_{VT} , son basados en datos empíricos históricos. [38] [1]

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} * \bar{c} * s}{L_{HT}} = \frac{0,7 * 0,35 * 1,05}{1,32} = 0,1948m^2 \quad (3-12)$$

$$\boxed{S_{HT} = 0,1948m^2}$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} * b * s}{L_{VT}} = \frac{0,03 * 3 * 1,05}{1,22} = 0,0774m^2 \quad (3-13)$$

$$\boxed{S_{VT} = 0,0774m^2}$$

3.5.4. Envergadura empenaje

Una vez se definieron los valores de la Relación de Aspecto y la Superficie alar, es posible calcular el valor de la envergadura del estabilizador horizontal (ecuación(3-14)) y la altura del estabilizador vertical (ecuación(3-15)), a partir de la ecuación que relaciona dichos términos:

$$b_{HT} = S_{HT} * AR = 0,1948 * 5 = 0,987m \quad (3-14)$$

$$\boxed{b_{ht} = 0,987m}$$

$$H_{VT} = \sqrt{S_{VT} * AR} = \sqrt{0,0774 * 1,5} = 0,3407m \quad (3-15)$$

$$\boxed{H_{vt} = 0,3407m}$$

3.5.5. Cuerda de la raíz

A partir de la superficie del empenaje y la relación de aspecto, se halla el parámetro de cuerda de la raíz y cuerda de la punta del estabilizador vertical (ecuación(3-17)), y en el caso del estabilizador horizontal (ecuación(3-16)) que son la misma debido a que es rectangular.

$$C_{HT} = \frac{2 * S_{HT}}{(\lambda_H + 1) * b_{HT}} = \frac{2 * 0,1948}{(1 + 1) * 0,987} = 0,1974m \quad (3-16)$$

$$\boxed{C_{HT} = 0,1974m}$$

$$C_{RVT} = \frac{2 * S_{VT}}{(\lambda + 1) * H_{VT}} = \frac{2 * 0,0774}{(0,5 + 1) * 0,3407} = 0,3029m \quad (3-17)$$

$$\boxed{C_{RVT} = 0,3029m}$$

3.5.6. Cuerda de la punta

A partir de la cuerda de la raíz y la relación de taperado, se halla el parámetro de cuerda del estabilizador vertical (ecuación(3-18)) y vertical.

$$C_{TVT} = \lambda * C_{RVT} = 0,5 * 0,3029 = 0,1514m \quad (3-18)$$

$$\boxed{C_{TVT} = 0,1514m}$$

3.5.7. Centro Aerodinámico Medio (MAC)

A partir de la ecuación(3-19) se halló el Centro Aerodinámico Medio (MAC) del estabilizador vertical.

$$C_{VT} = \frac{2}{3} C_{RVT} * \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} = \frac{2}{3} * 0,3029 * \frac{(1 + 0,5 + 0,5^2)}{(1 + 0,5)} = 0,2356m \quad (3-19)$$

$$\boxed{C_{VT} = 0,2356m}$$

3.5.8. Confirmación de cálculos

Para los estabilizadores se realizó la confirmación de los cálculos mediante un programa que se utiliza para esto, como se muestra en la Figura **3-19** se comprueban los datos del estabilizador vertical, y en la Figura **3-20** se confirman los datos del estabilizador horizontal.

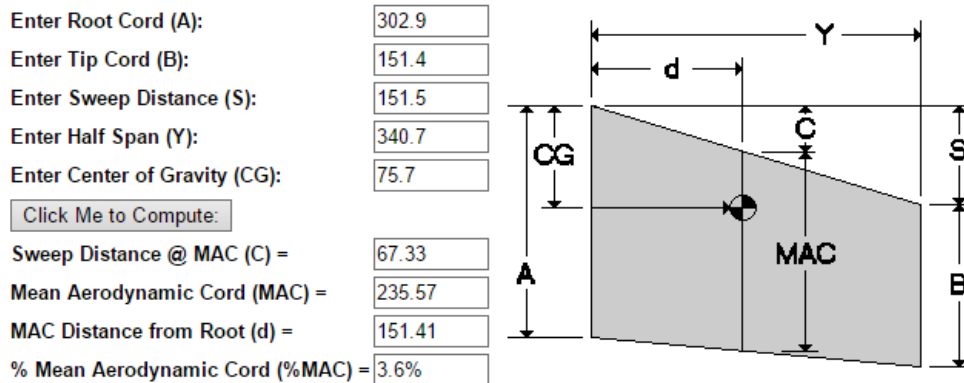


Figura 3-19: Comprobación de cálculos de dimensiones del estabilizador vertical

Fuente Nasascale calculator

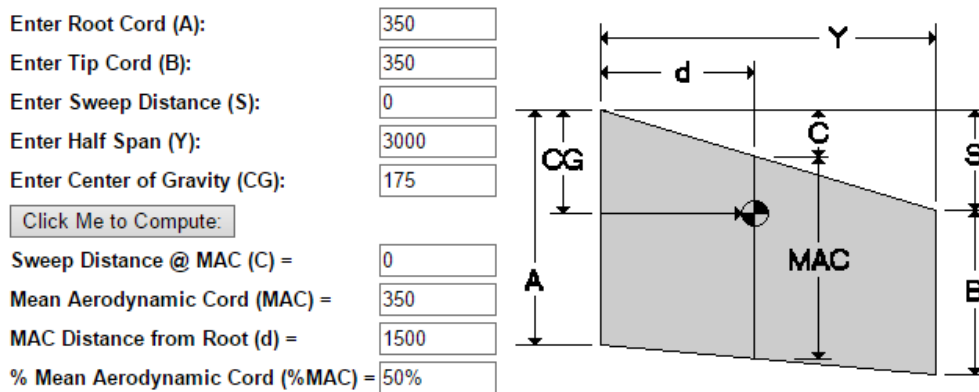


Figura 3-20: Comprobación de cálculos de dimensiones del estabilizador horizontal

Fuente Nasascale calculator

3.5.9. Selección de los perfiles estabilizadores

Inicialmente se debe escoger el tipo de perfil aerodinámico que se debe usar, pues teniendo en cuenta que la función de esta superficie es la de dirigir el movimiento de cabeceo y compensar la inestabilidad que se produce debido a las variaciones del centro de presión. El tipo de perfil apto dentro de la clasificación según su forma sería un perfil simétrico, estos perfiles no tienen curvatura, y ya que en diferentes ángulos de ataque el centro de presión es el mismo, es bastante apto para el estabilizador horizontal.

Debido a que los perfiles NACA para los estabilizadores han sido ampliamente estudiados en varios artículos y trabajos de ingeniería, se realizará un análisis más general al realizado para los perfiles alares, de las gráficas de C_l , C_d y C_l/C_d vs α de los 9 perfiles para la

selección de los estabilizadores horizontal y vertical. Como se observa en la Figura 3-21 los perfiles con bajo Cd son los NACA 0015, 0018, 0021 Y 0024.

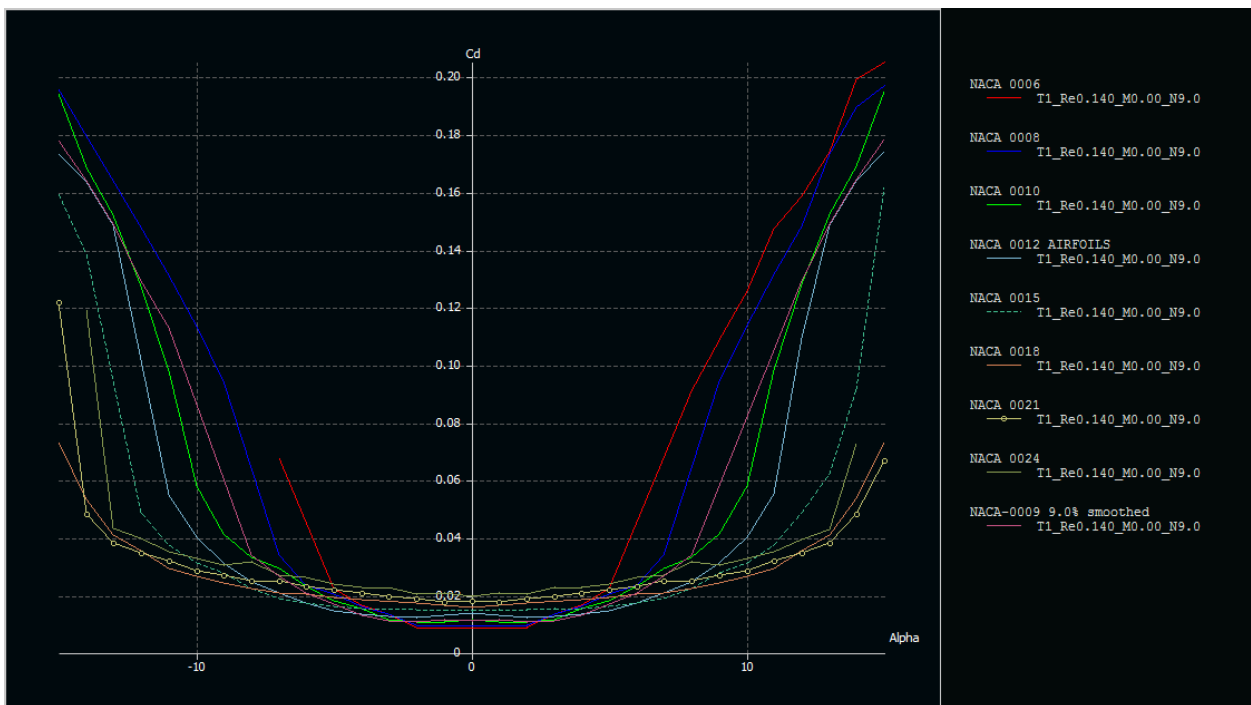


Figura 3-21: Cd vs Alpha

Fuente XFLR5

Los perfiles con más alto Cl son los NACA 0015, 0018, 0021 Y 0024, según las gráficas (ver Figura 3-22), por lo que serían los más adecuados tanto para el estabilizador horizontal como el vertical, pues de esta forma la fuerza de sustentación será mayor.

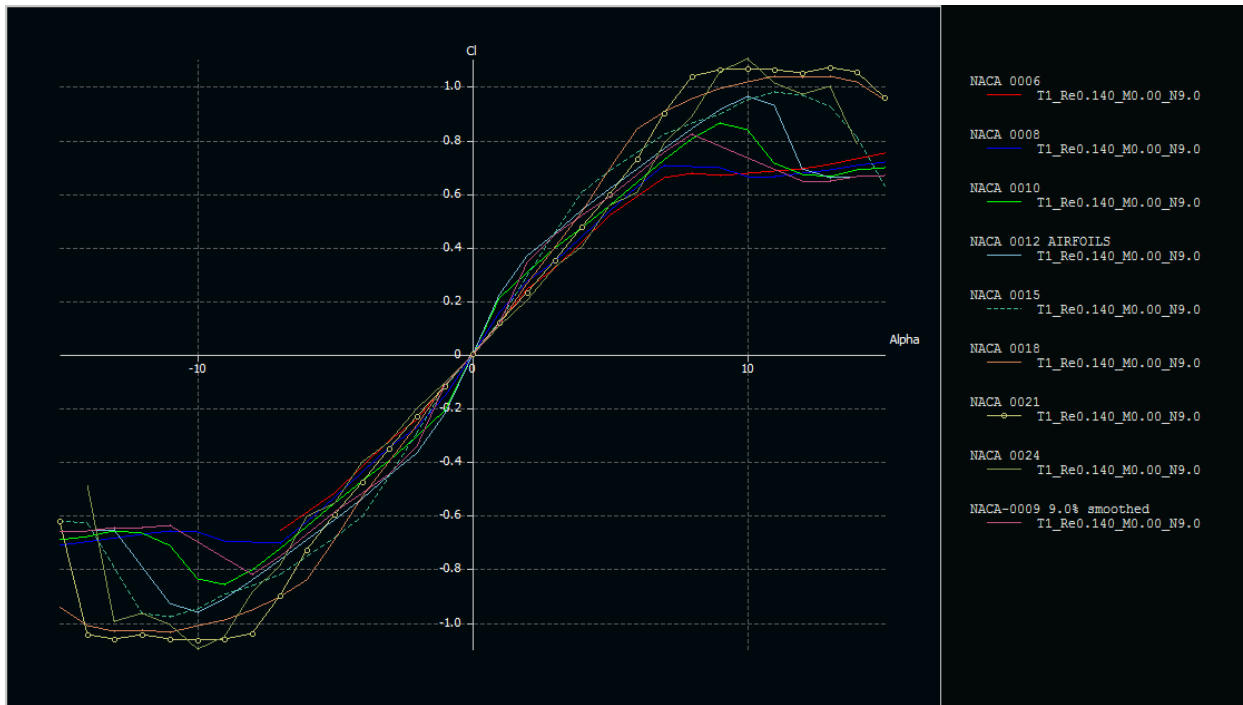


Figura 3-22: C_l vs Alpha

Fuente XFLR5

Debido a que el NACA 0018 es el que mantiene mayor sustentación, menor arrastre y mayor eficiencia como se observa en la Figura 3-23, se seleccionó para el estabilizador horizontal, y el NACA 0015 mantiene una mínima variación en el coeficiente de sustentación a medida que aumenta el ángulo Alpha y también tiene un bajo arrastre, se escogió para el estabilizador vertical.

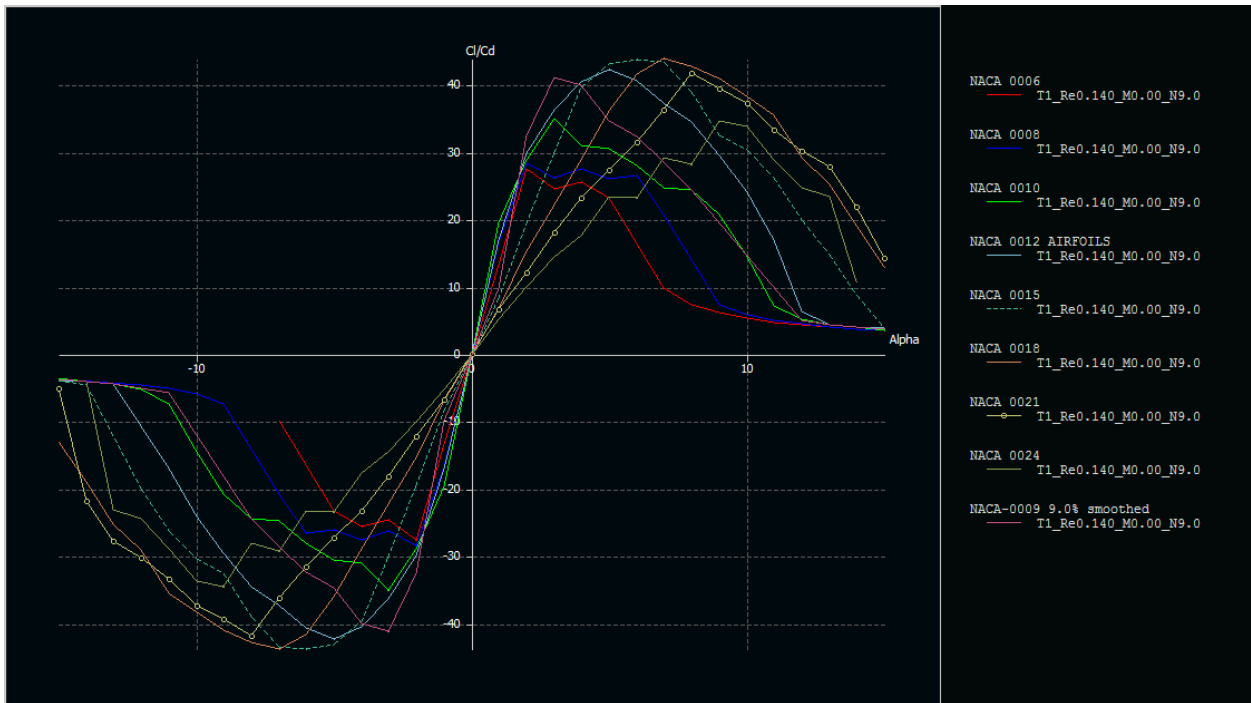


Figura 3-23: Cl/Cd vs Alpha

Fuente XFLR5

3.5.10. Dimensionamiento de los timones de dirección y profundidad

Comúnmente en los aeromodelos de tipo planeador, se utilizan timones de profundidad del 25 % al 35 % de la cuerda del estabilizador horizontal y para el timón de dirección se utiliza entre el 35 % y 40 % de la cuerda del estabilizador vertical. Para tener el mayor espacio para la adaptación de las celdas solares se escogerá el menor para cada uno, dentro de los rangos establecidos respectivamente, es decir que para el timón de profundidad se escogió el 25 % de la cuerda (como se observa en la Ecuación 3-20) y para el timón de dirección se selecciono 35 % de la cuerda (como se muestra en las Ecuaciones 3-21 y 3-22).

$$c_{TP} = c_{HT} * 0,25 = 0,1974m * 0,25 = 0,04935m \quad (3-20)$$

$$c_{TP} = 0,04935m$$

$$c_{TDT} = c_{RVT} * 0,35 = 0,3029m * 0,35 = 0,106015m \quad (3-21)$$

$$c_{TDT} = 0,106015m$$

$$c_{RDT} = c_{TVT} * 0,35 = 0,1514m * 0,35 = 0,05299m \quad (3-22)$$

$$c_{RDT} = 0,05299m$$

3.6. SIMULACIONES

Para realizar un aeromodelo existen diversos parámetros a tener en cuenta, algunos de los cuales pueden ser calculados de manera precisa en base a criterios de diseño, pero existen otros los cuales se ven sujetos a demasiadas variables, lo que requiere usar software de simulación que permita obtener de manera fiable estos parámetros. Estas simulaciones son realizadas paralelamente en los software de simulación XFLR5® y ANSYS 17.0® con el objetivo de identificar errores de configuración de los parámetros de las simulaciones en cada software como lo puede ser una mala configuración de los parámetros aerodinámicos.

3.6.1. Perfiles alares

En primer lugar se define como perfiles alares a la forma del área transversal del ala, que al desplazarse a través de un fluido en este caso el aire generara una diferencia de presiones que a su vez generara sustentación; en otras palabras el perfil alar sera la característica del aeromodelo la cual dará una mayor o menor sustentación en función de su forma, esto para resaltar la importancia de la correcta selección de este parámetro.

Anteriormente se efectuó la selección de un perfil aerodinámico por medio una matriz de pesos, la cual dio como resultado que el perfil mas óptimo es el EPPER E224, para corroborar este resultado se realiza una comparación para comprobar los resultados del software de simulación XFLR5® del cual se obtuvieron las curvas características de diferentes perfiles alares vistos en la Figura 3-8; esto se realizo con el software de simulación ANSYS 17.0® [42]. Para realizar esto se seleccionan los tres perfiles con mayores pesos ponderados vistos en la tabla de la Figura 3-4, los cuales son los perfiles EPPLER E212, EPPLER E222 y EPPLER E224.

El procedimiento para corroborar los resultados es una simulación en el modulo FLUENT® de ANSYS 17.0®, en donde se creó un espacio de trabajo en el cual estaría contenido el perfil alar, es de resaltar que el espacio de trabajo tiene una profundidad mucho menor a comparación del largo y ancho, esto con el objetivo de emular una simulación 2D como en el software XFLR5®; el perfil alar es realizado cortando este espacio de trabajo mediante una operación de sustracción esto puede observarse en la Figura 3-24; es importante resaltar que el procedimiento es el mismo para los tres perfiles.

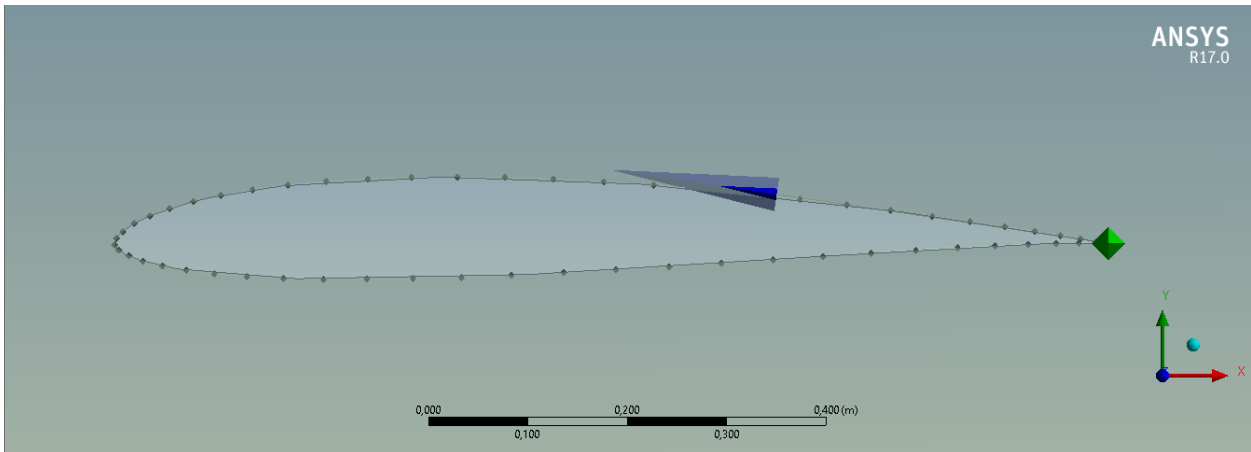


Figura 3-24: Geometría del perfil alar EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0 ®

La simulación se realiza con una densidad de nodos mas cerca del perfil esto para lograr tener resultados más detallados en estos puntos, en la Figura 3-25 se puede apreciar una vista general del enmallado y en la Figura 3-26 una vista más detallada del mismo, notando la diferencia de densidad de nodos de la malla a medida que se aleja del perfil, esta es una malla no estructura basada en cuadriláteros, porque al ser no estructura permite extenderse a geometrías complejas, el enmallado se realizo con un total de 224732 nodos y 112063 elementos.

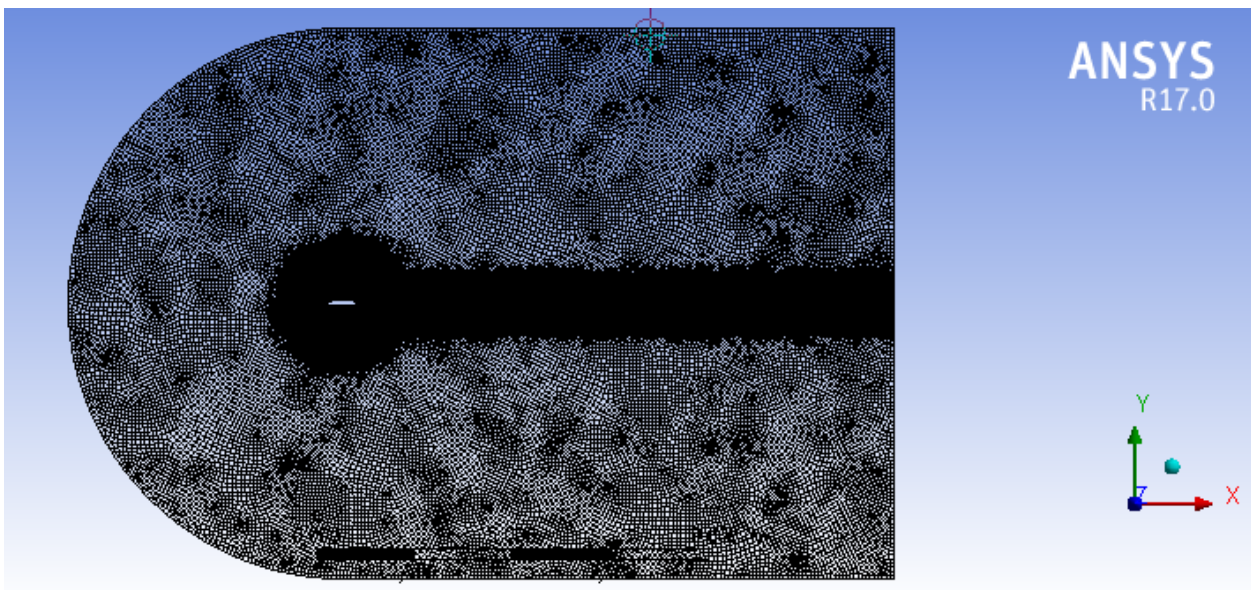


Figura 3-25: Enmallado vista general del perfil alar EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0 ®

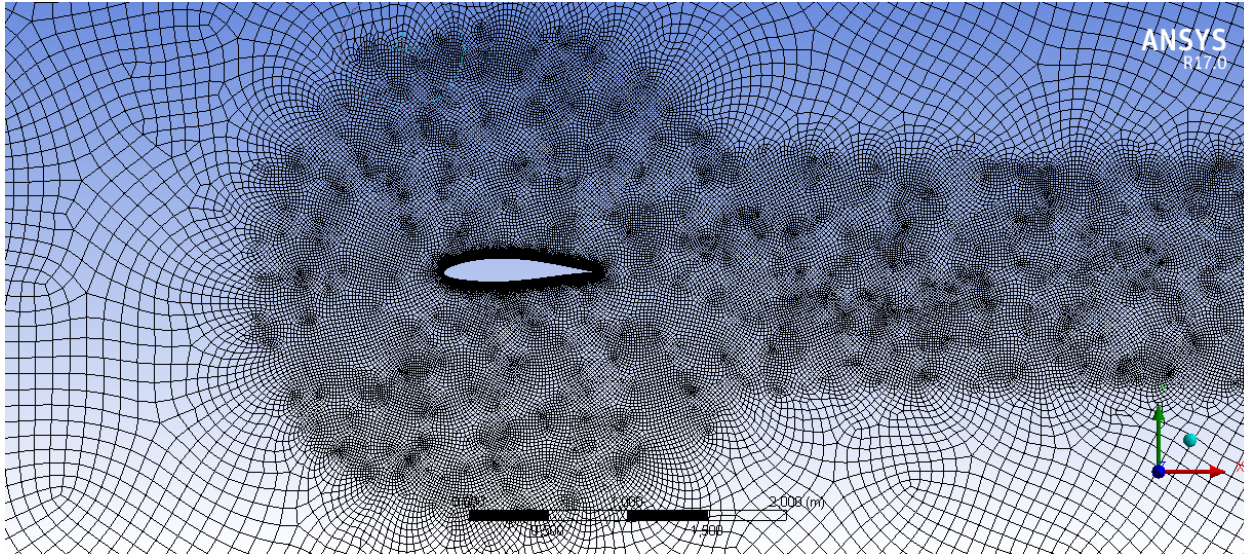


Figura 3-26: Enmallado vista cercana del perfil alar EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0 ®

Respecto a la configuración de los parámetros de la simulación esta incluye la densidad del aire a la altura en la que se realizará la prueba final del vuelo, que fue constante despreciando cambios de temperatura, (ver Figura 3-27).

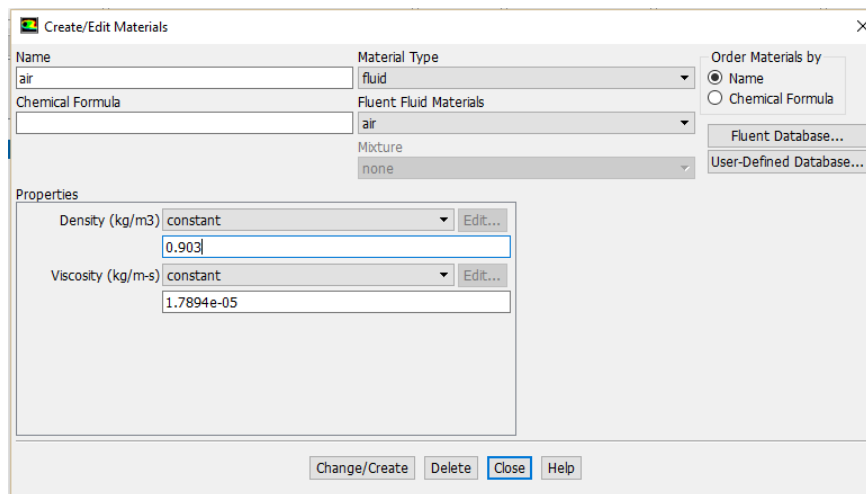


Figura 3-27: Configuración de densidad

Fuente ANSYS 17.0 ®

En cuanto a el tipo de flujo se configura como laminar por ser altamente ordenado, donde es posible identificar líneas de flujo a lo largo de las cuales se mueven las partículas [27], esta configuración puede ser apreciada en la Figura 3-28.

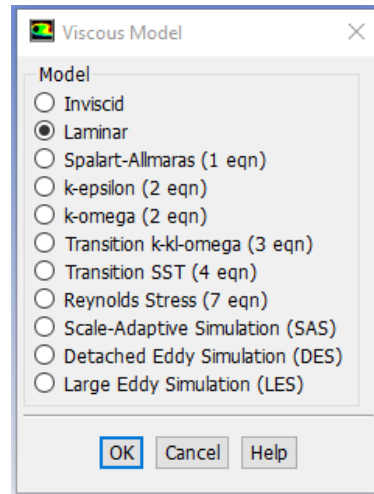


Figura 3-28: Configuración de tipo de fluido

Fuente ANSYS 17.0 ®

La simulación busca recrear las curvas de comportamiento de los coeficientes C_l , C_d , C_m contra el ángulo de ataque, por lo que se realizó en varias etapas en donde se cambia el ángulo de ataque en función X y Y, pero manteniendo la velocidad constante (ver Figura 3-29).

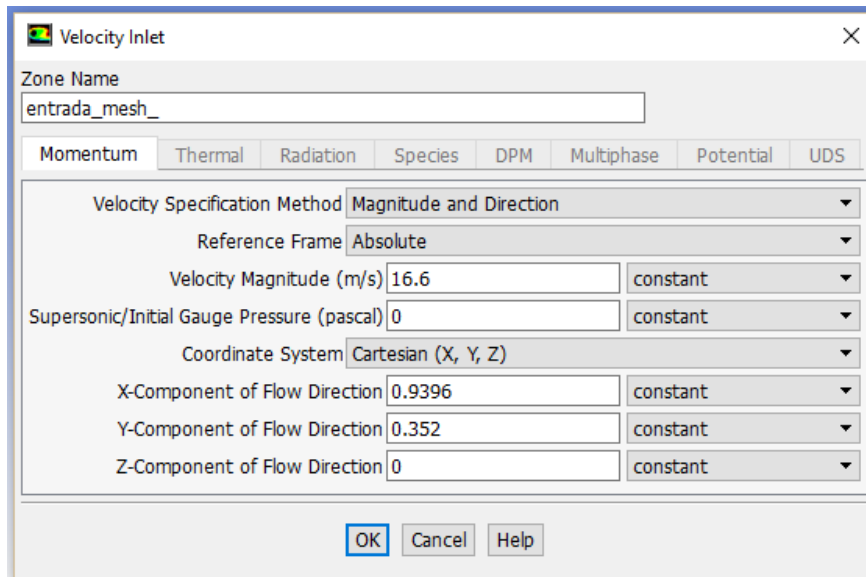


Figura 3-29: Configuración de ángulo de ataque

Fuente ANSYS 17.0 ®

Como resultado se obtienen diferentes datos y gráficos con los que se efectúa un análisis para seleccionar el perfil mas adecuado, un ejemplo de estos es donde puede observarse el

desprendimiento de la capa límite, en esta zona se produce una menor presión aumentando el arrastre (ver Figura 3-30).

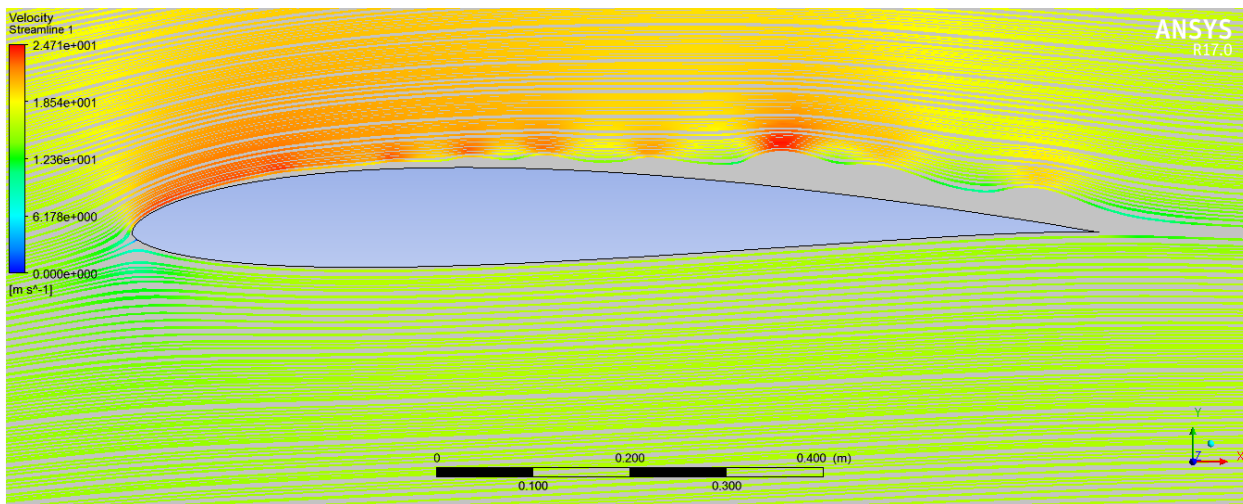


Figura 3-30: Desprendimiento de la capa límite del perfil EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0 ®

A partir de las simulaciones realizadas de donde se obtienen los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque, se organizan las gráficas vistas en la Figura 3-31.

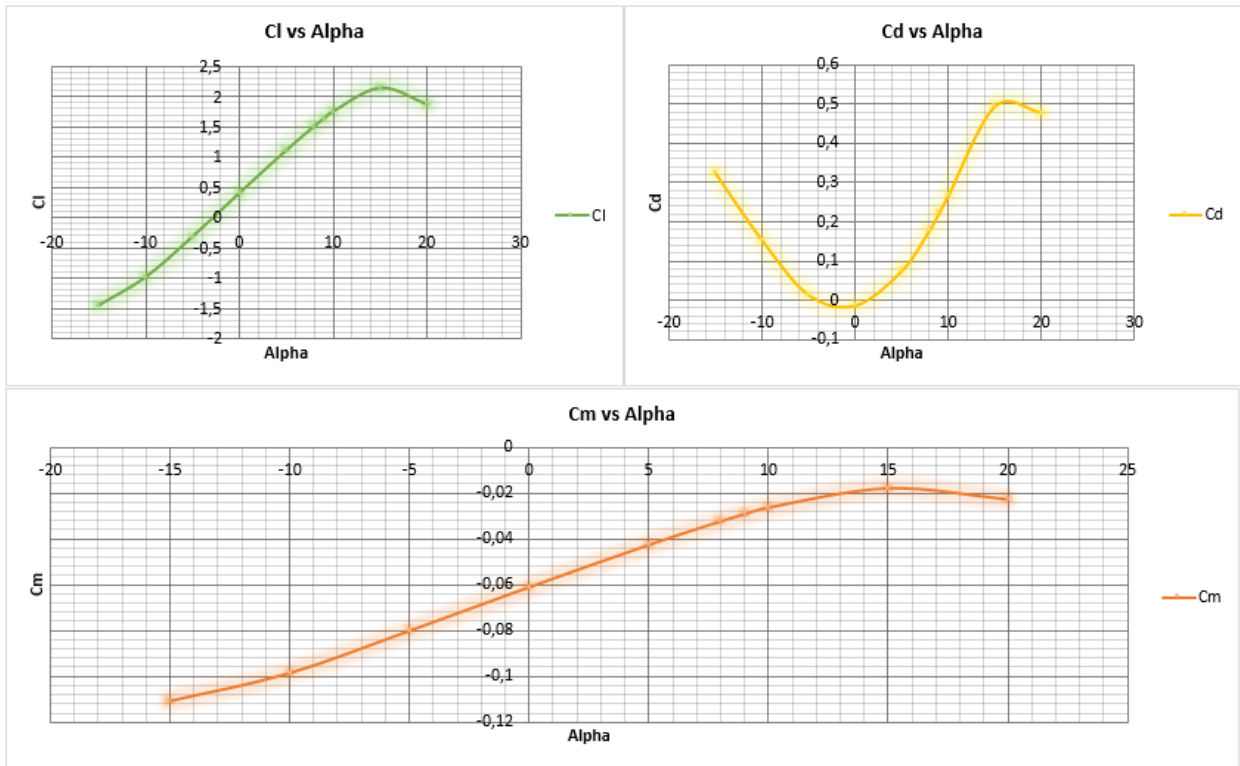


Figura 3-31: Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil EPPLER E224

Fuente el ANSYS 17.0 ®

El resultado final de cada una de las curvas de los perfiles en función del ángulo de ataque son unificados para ser comparados y hacer una posterior elección del mas adecuado, como puede observarse en la Figura 3-32.

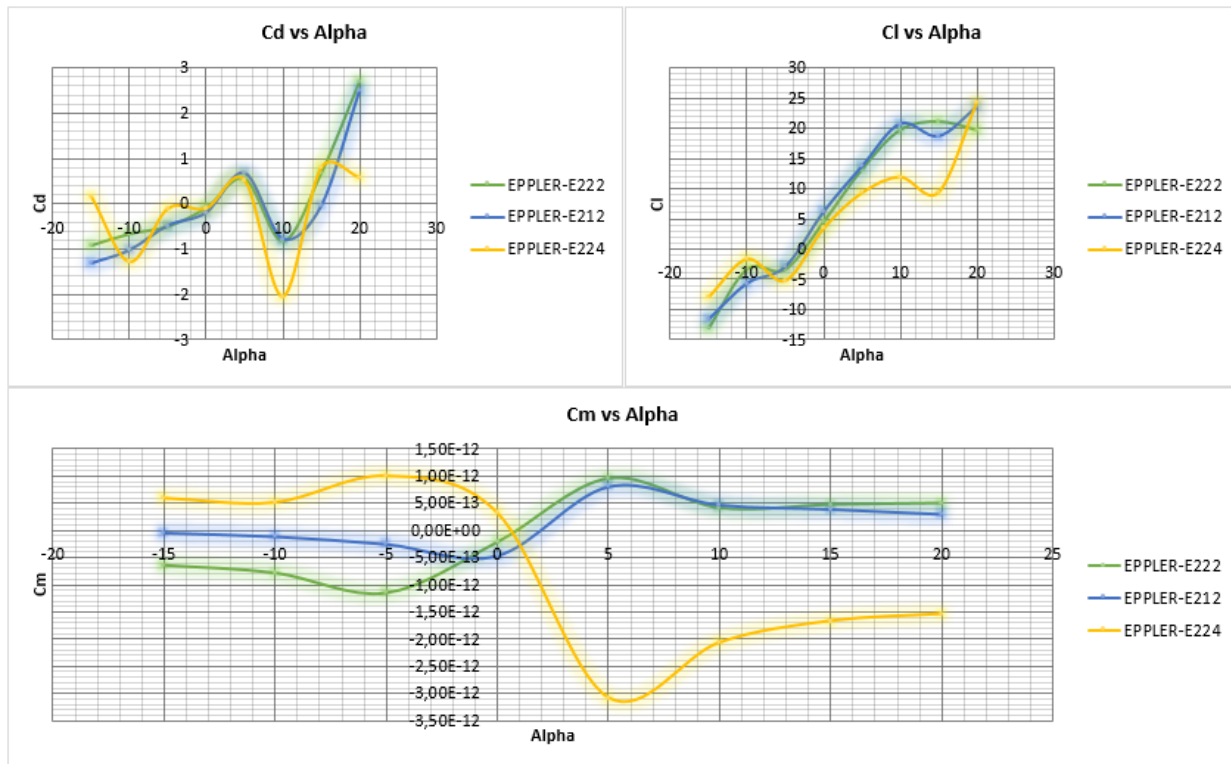


Figura 3-32: Comparación de curvas del comportamiento de los coeficientes de los perfil alares.

Fuente el ANSYS 17.0 (®)

3.6.2. Perfiles de los estabilizadores

Siguiendo el mismo procedimiento que en la subsección en la que se analizan los perfiles alares, con idénticos parámetros de velocidad, presión y tipo de flujo del aire. Se realizó la comparación entre los perfiles NACA0010, NACA0012, NACA0015, NACA0018 y NACA0021, para la elección de los perfiles estabilizadores.

Es así que el resultado de cada una de las simulaciones es unificado con el propósito de facilitar el análisis y elegir el más apropiado, (ver Figura 3-33), para corroborar la selección del perfil seleccionado se prueban los resultados de la simulación en el software XFLR5® validando así la selección del perfil NACA0018 como estabilizador horizontal y el perfil NACA0015 como estabilizador vertical.

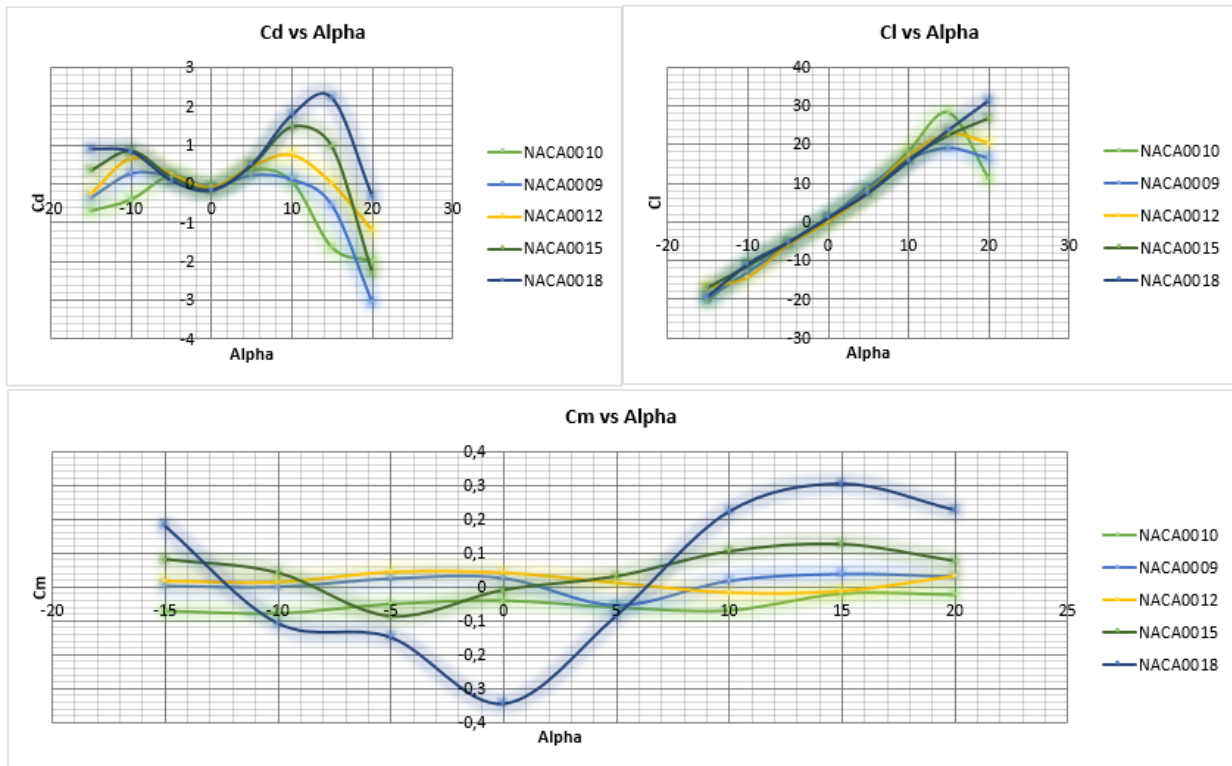


Figura 3-33: Comparación de curvas del comportamiento de los coeficientes de los perfiles estabilizadores.

Fuente ANSYS 17.0 ®

3.6.3. Alas

Para empezar se debe dar claridad sobre dos conceptos clave, el primero es el de coeficientes aerodinámicos, son parámetros a dimensionales que describen las características de sustentación, resistencia y momentos de una determinada geometría, el siguiente concepto es el de ángulo diedro que para este caso indica el ángulo que existe entre las secciones de las semialas del avión.

Teniendo claro estos conceptos, las alas tuvieron varios factores a definir, entre los más importantes el ángulo de incidencia del viento con el cual se pudo variar el coeficiente de arrastre y el coeficiente de sustentación; además del ángulo diedro, con el cual se pudo definir el coeficiente de momento el cual aumenta la estabilidad del UAV, el ángulo diedro funciona debido a que cuando la nave se inclina hacia una de sus lados, surge una fuerza hacia arriba que será mayor en el ala que está más baja, lo cual tenderá a regresarlo a su posición simétrica original [48]. Para definir estos factores se optó por realizar diferentes simulaciones y a partir de estas elegir el ángulo diedro y ángulo de incidencia más apropiados.

ángulo de incidencia

Para este factor se realiza una simulación en el software XFLR5® donde se configura una velocidad de 20m/s y se varia el ángulo de ataque del avión de -5 a 15 grados (ver Figura 3-34), la simulación tiene en cuenta la inercia del avión generada por la masa de los diferentes componentes como lo son los servomotores baterías o motor.

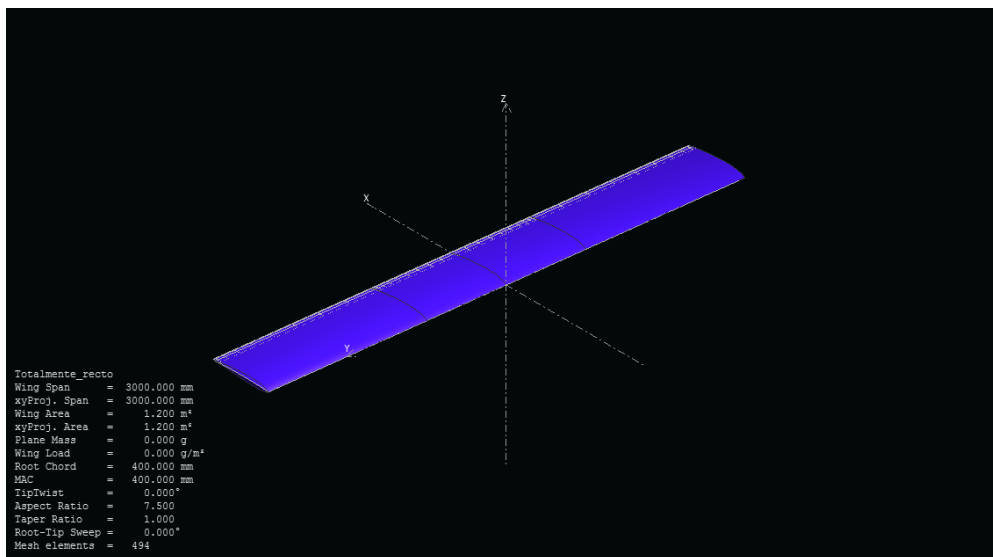


Figura 3-34: Geometría del ala recta

Fuente XFLR5

Esta simulación da como resultado diferentes curvas características de este (ver Figura 3-35) se puede apreciar en estas gráficas la relación de los coeficientes de sustentación y arrastre (C_l/C_d), en esta simulación el ángulo de incidencia entre el ala y el fuselaje es de 3 grados.

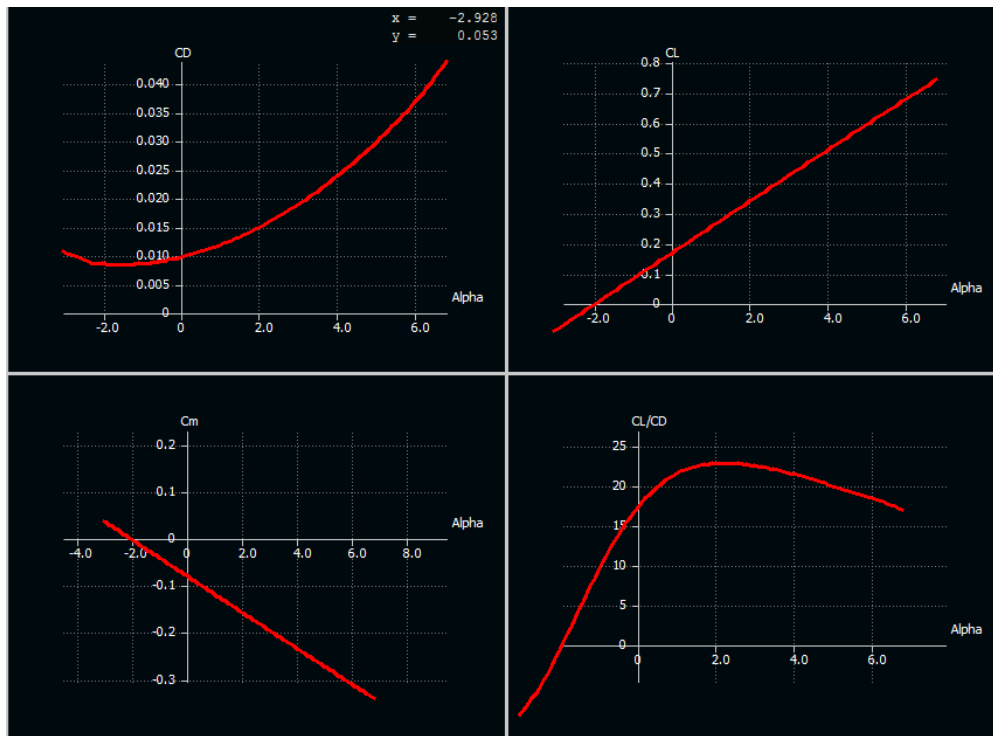


Figura 3-35: Curvas características del ala recta

Fuente XFLR5

Para verificar los datos obtenidos de esta simulación se realiza una simulación diferente en el software de simulación ANSYS 17.0®, que consiste en un flujo laminar de aire que incide sobre la mitad de la geometría del ala en determinado ángulo, para lograr las curvas requeridas se realiza una simulación por cada ángulo(Alpha), todas con la velocidad el aire, presión y temperatura constante, los resultados fueron ordenados en las siguientes gráficas (Ver Figura 3-36). Los resultados son muy similares por lo que se decide tomar un ángulo de 3 grados de incidencia pues este es el que ofrece la mayor relación de coeficiente (Cl/Cd).

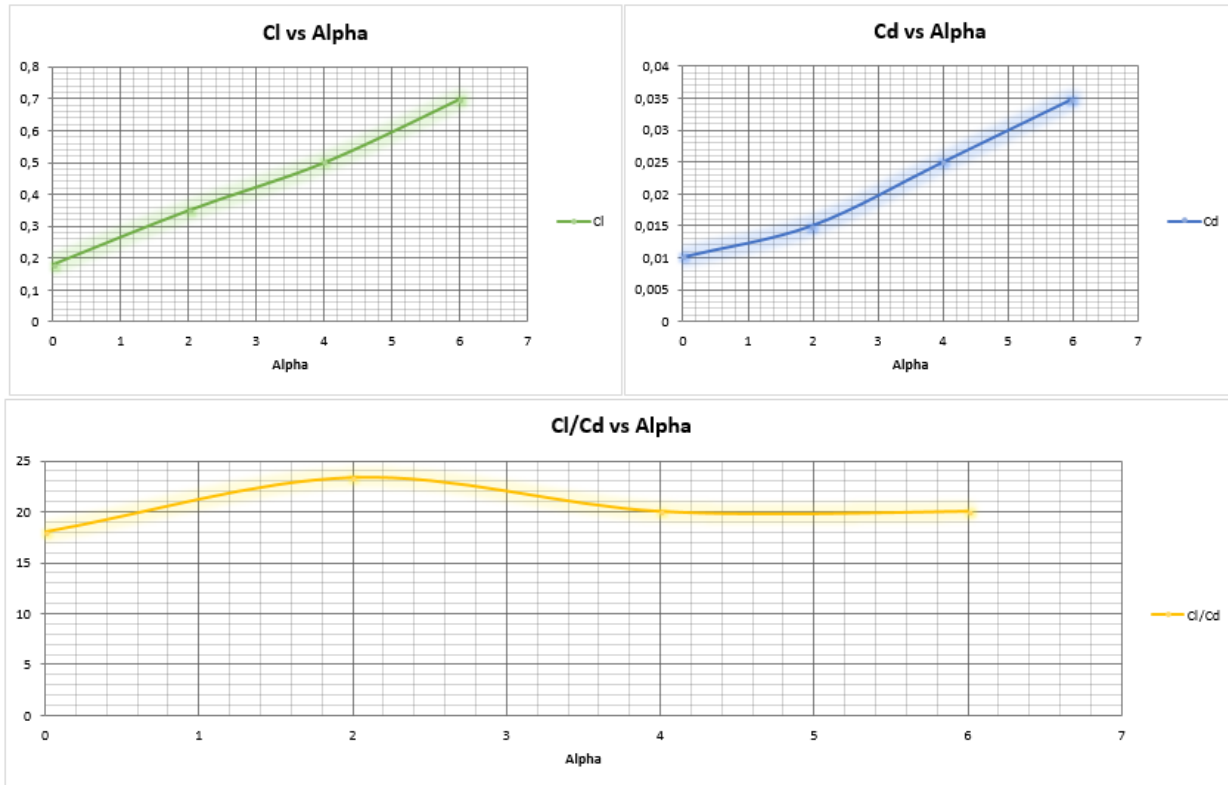


Figura 3-36: Curvas características del ala recta

Fuente ANSYS 17.0 ®

ángulo diedro

Con el objetivo de definir el ángulo diedro se debieron tener dos factores a considerar el primero el ángulo entre las dos secciones del ala y la longitud de ala recta, para una mayor claridad se puede ver la Figura 3-37, por lo que se decide hacer una serie de simulaciones variando el ángulo para diferentes distancias de arista, los ángulos que se definieron fueron 2,4,10 y 12; pues es en este rango el común en los modelos tipo planeador, la longitud de ala recta se definió entre el rango de 1m a 2m, con un intervalo de 0,5m.

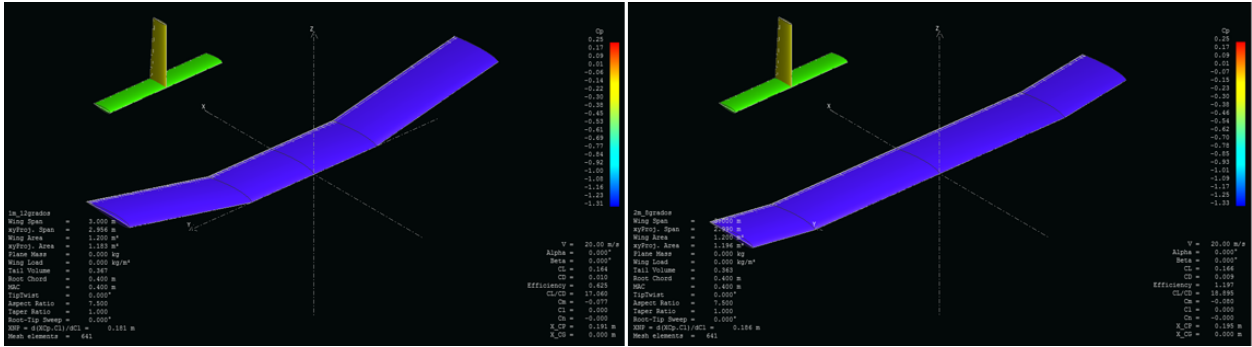


Figura 3-37: Comparación de modelos

Fuente XFLR5

Dando como resultado las diferentes curvas características de cada combinación de modelos, variando su ángulo diedro y su distancia del fuselaje (ver figura 3-38) a partir de estas gráficas se determinó que la combinación que tenía la mejor relación C_l/C_d teniendo en cuenta el coeficiente de momento (C_m) era de 12 grados de ángulo diedro y 1,5m de longitud recta del ala.

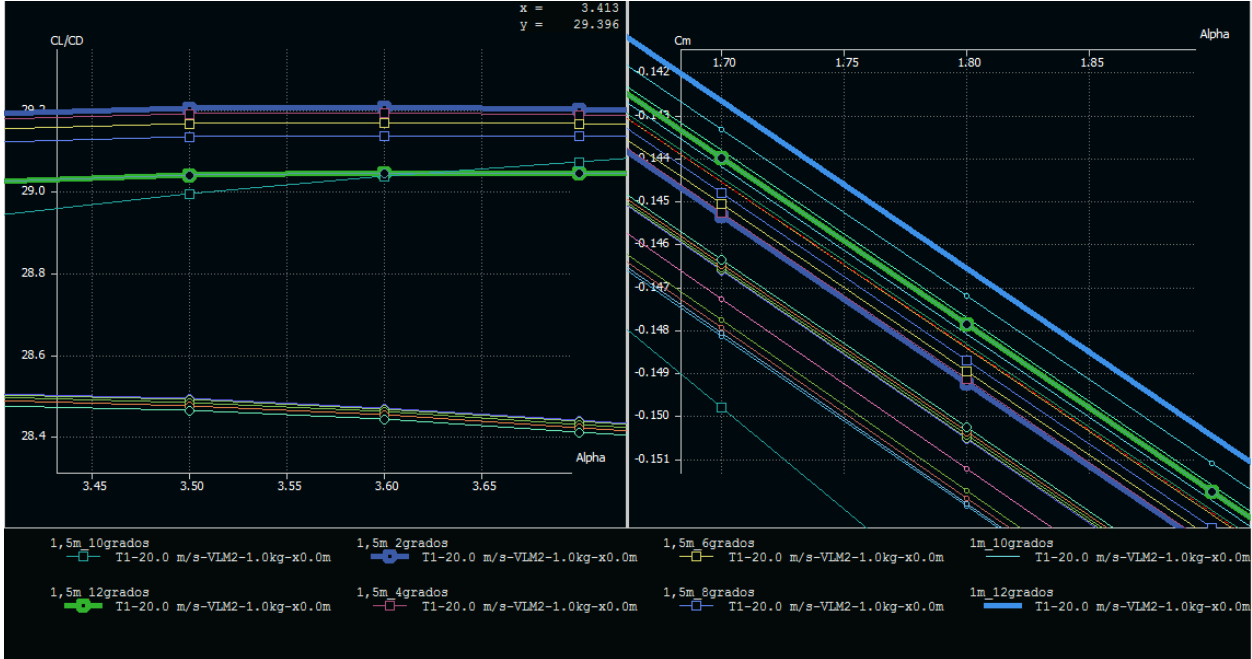


Figura 3-38: Curvas características de las combinaciones entre ángulo diedro y longitud de ala recta

Fuente XFLR5

Debido a que los lados de las celdas solares es de 12,5cm de longitud, la distancia de ala recta debe ser de 1,2m un valor cercano al obtenido en los resultados anteriores, estos datos

decidieron corroborarse en el software de simulación ANSYS 17.0® , pero en este caso solo se vario el ángulo diedro, y se mantuvo constante el ángulo de incidencia del aire sobre el modelo además de la longitud recta del ala, los resultados son organizados en la tabla **3-7**, de esto se puede concluir que el ángulo con mayor relación de C_l/C_d es 12 grados y la longitud de ala recta es de 1,2m.

Tabla 3-7: Tabla de resultados de variación del ángulo diedro

ANGULO DIEDRO	C_l	C_d	C_l/C_d
0	0,2436	0,007078	34,4165
3	0,2251	0,007289	30,8822
6	0,2221	0,007308	30,3914
9	0,2352	0,007028	33,4661
12	0,2498	0,007285	38,8209
15	0,2634	0,006785	34,2896
18	0,2748	0,007155	38,4067
21	0,2569	0,006385	40,2349

Fuente Los autores

3.6.4. Estabilizador horizontal

Se optó por realizar una simulación rápida en el software XFLR5® para establecer cual es el mejor ángulo de incidencia en el estabilizador horizontal en un espacio tridimensional esto puede observarse en la Figura **3-39** con las dimensiones calculadas, de esto se obtiene las curvas vistas en la Figura **3-40**, características de este estabilizador.

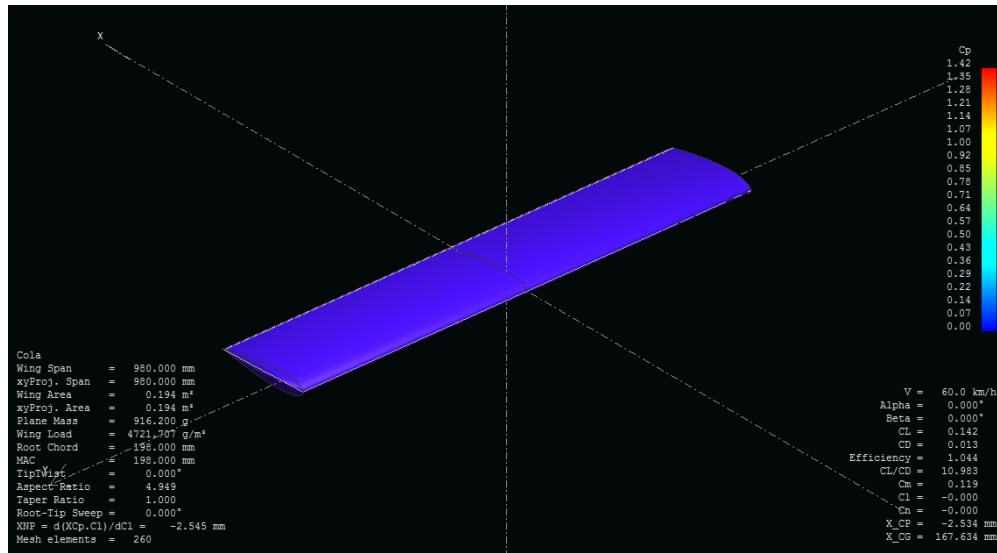


Figura 3-39: Geometría del estabilizador horizontal

Fuente XFLR5

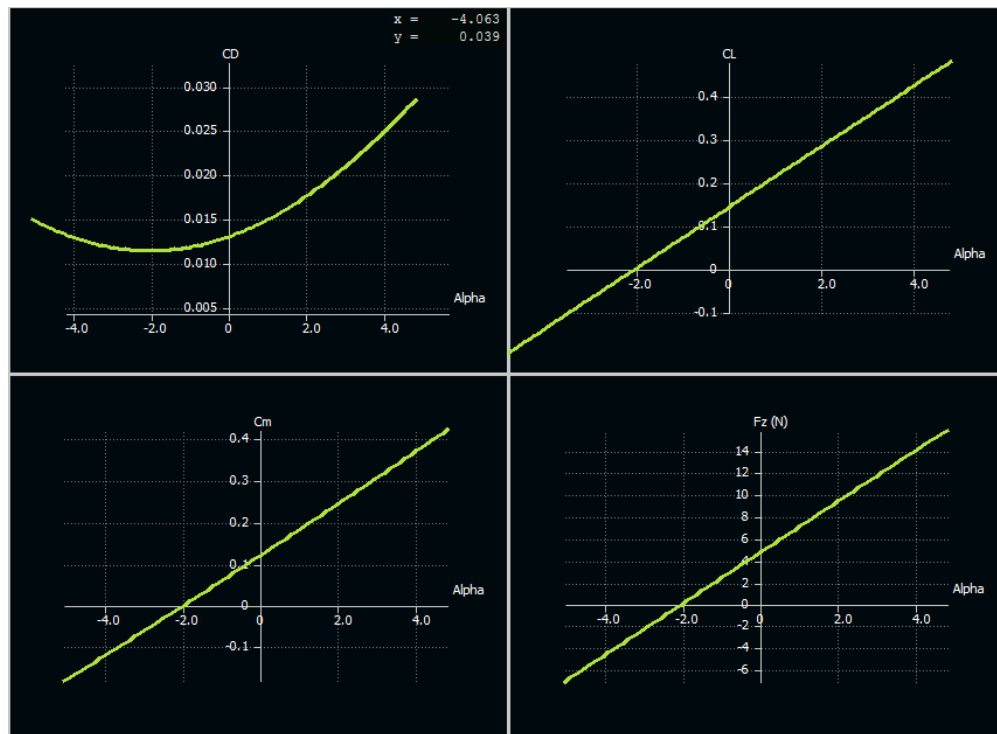


Figura 3-40: Curvas características del estabilizador horizontal

Fuente XFLR5

Los resultados anteriores son comparados con el software de simulación ANSYS 17.0® y se analizaron los dos resultados obtenidos, el procedimiento fue similar al realizado con los

perfiles NACA y EPPLER pero en este caso el espacio de trabajo tenía una profundidad mucho mayor y esta a escala real, es de resaltar que solo se analiza la mitad del ala pues se creó una operación de simetría con esto se optimizan recursos del computador (ver Figura 3-41).

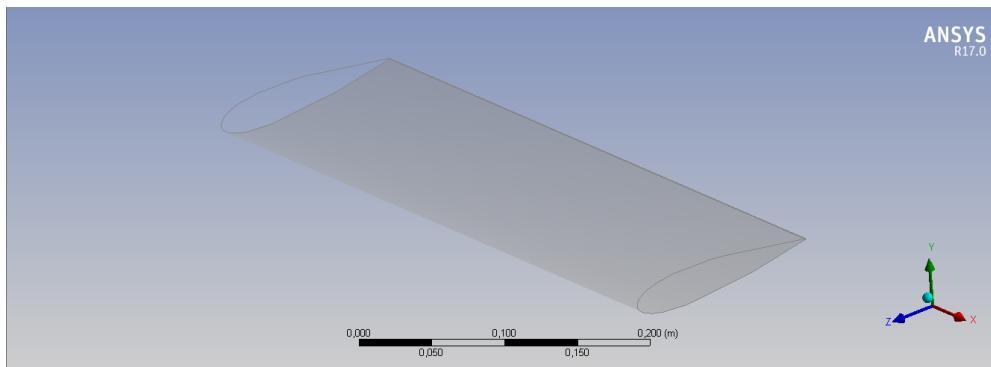


Figura 3-41: Geometría del estabilizador horizontal

Fuente ANSYS 17.0 ®

Respecto al procedimiento de mallado y configuración de la simulación es el mismo que en los perfiles NACA y EPPLER, esto para tener homogeneidad en todas las simulaciones, como resultado las gráficas características del estabilizador que pueden ser apreciadas en la Figura 3-42, de donde se pueden extraer los valores de los coeficientes de sustentación (C_l), resistencia (C_d) y la relación sustentación arrastre (L/D).

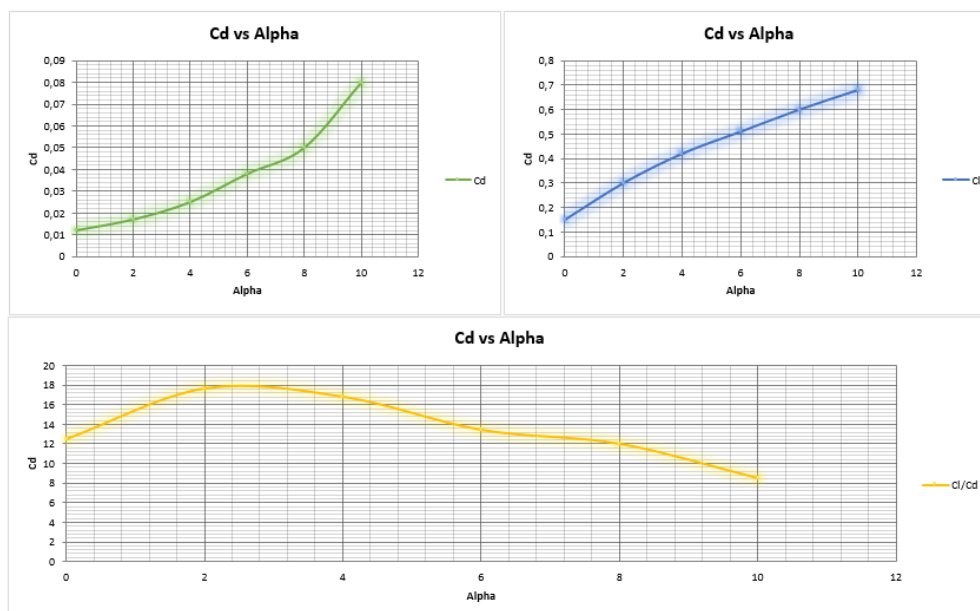


Figura 3-42: Curvas características del estabilizador horizontal

Fuente ANSYS 17.0 ®

Bajo el análisis de estos resultados se concluye que el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal debe estar entre 4 y 6 grados, y se define de manera final posteriormente cuando se analiza el coeficiente de cabeceo total del avión (C_m). De igual forma que en la simulación de las alas se obtiene la distribución de la presión a lo largo de la superficie (ver Figura 3-43) y la fuerza que genera la superficie que es de 46,4021N.

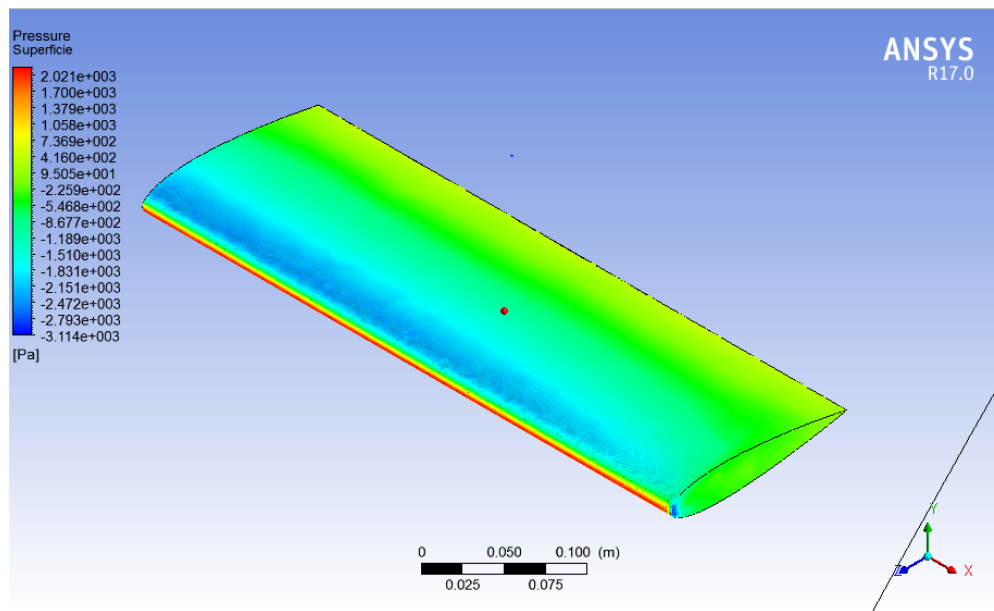


Figura 3-43: Distribución de presión sobre la superficie del estabilizador horizontal

Fuente ANSYS 17.0 ®

3.7. MODELADO DE ESTRUCTURA EN SOFTWARE

3.7.1. Alas

Un aspecto importante a tener en cuenta fue la estructura del ala debido a que esta permitirá que cada una de las semialas se flexione sin llegar a romperse; esto se produce debido a que la fuerza total del ala es una fuerza distribuida como se puede apreciar en la figura 3-44, donde se observa que la mayor presión se encuentra cerca del centro de la semiala y disminuye a media que aumenta la envergadura. Por esta razón se decidió realizar un análisis con mayor detalle, en el cual se realizó una geometría de la mitad del aeromodelo para optimizar recursos, y se sometió a simulaciones tipo CFD en el software ANSYS 17.0®), en el cual se dispuso el ala a un flujo de aire con una velocidad de crucero establecida para encontrar la distribución de la presión sobre toda el ala (ver Figura 3-44).

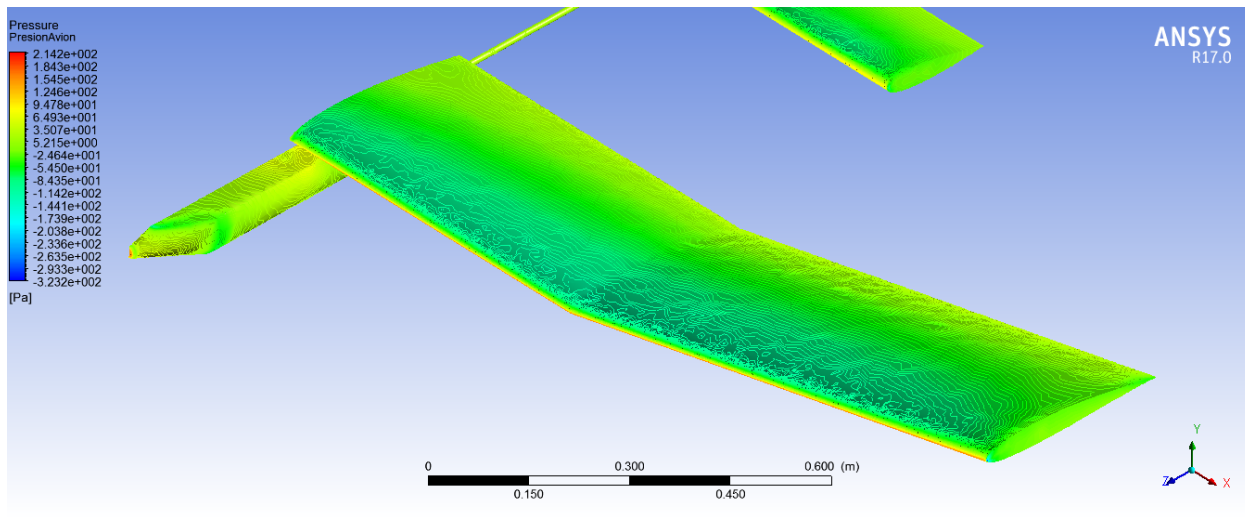


Figura 3-44: Distribución de presión sobre el avión

Fuente ANSYS 17.0 ®

Para el diseño final se implementa una estructura de costillas y un soporte principal en fibra de carbono, este elemento es el que brinda mayor seguridad a la estructura, entre cada costilla se adicionaron elementos en poliestireno, en donde se están sujetas las celdas fotovoltaicas (ver Figura 3-45).

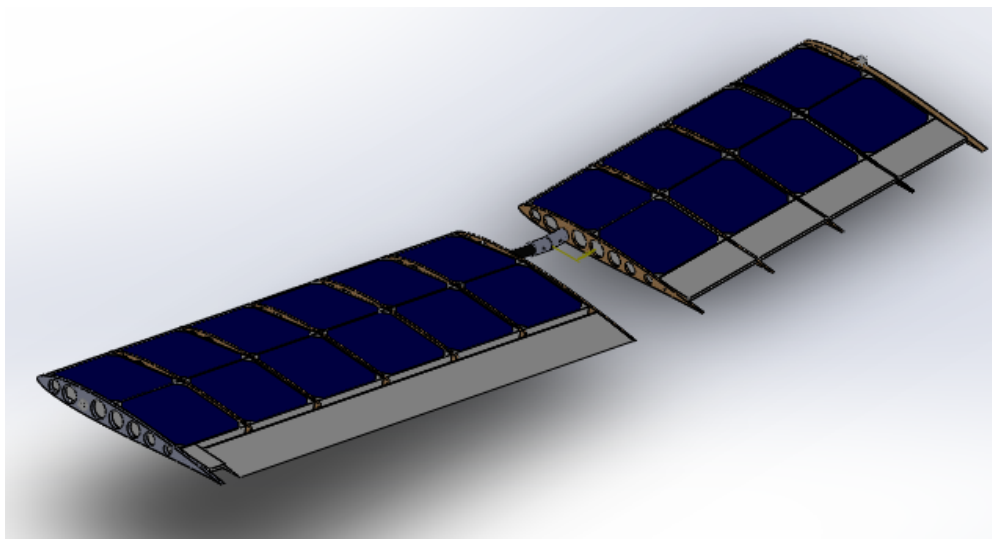


Figura 3-45: Estructura de semiala

Fuente SOLIDWORKS 2016 ®

El análisis de cargas consistió en tomar una de las semialas y aplicar una fuerza de 37,6N y la fuerza equivalente a la gravedad. [23] Este dato se obtenido al tener conocimiento de que el

ala debe generar una fuerza de sustentación igual al peso del modelo que aproximadamente es de 4Kg sobre dimensionando este dato un 15%, se obtiene una fuerza total de 39.2N generada por toda el ala, siendo la mitad de esta fuerza el equivalente a una semiala o media ala 19.6N. Partiendo de estos datos se desarrollo una simulación de esfuerzos para comprobar la viabilidad de la estructura los resultados pueden ser vistos en la Figura 3-46.

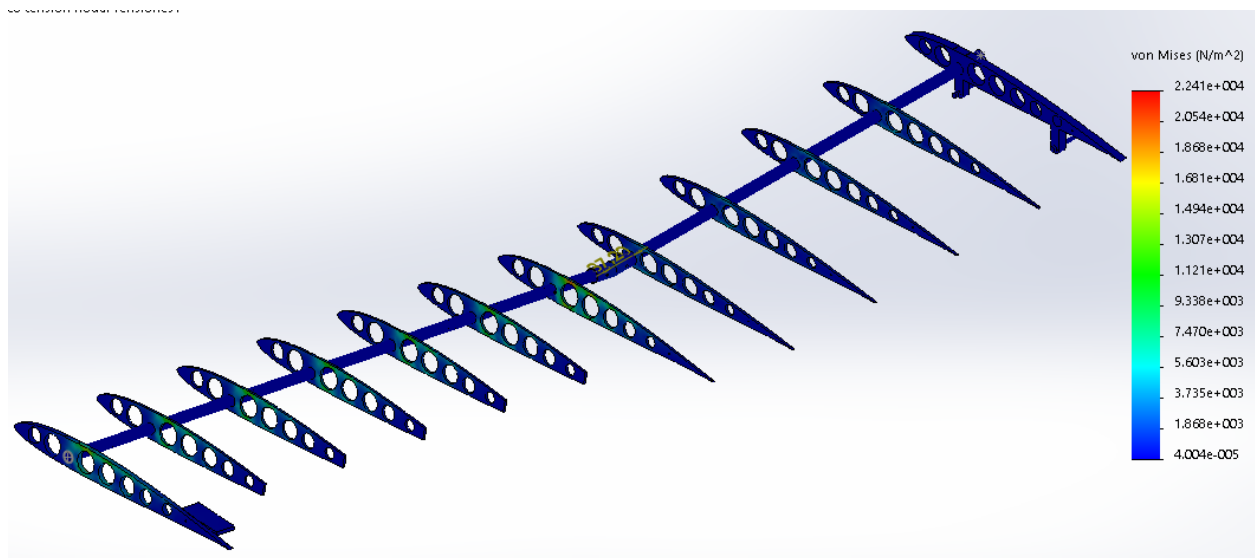


Figura 3-46: Diagrama de esfuerzos sobre una semiala

Fuente SOLIDWORKS 2016 ®

3.7.2. Fuselaje

La base de toda la estructura es el fuselaje es el soporte principal y bajo el cual recaen la mayor parte de los esfuerzos, tanto de las dos semialas como de la cola, igual que como se realizo en el análisis estructural de una de las semialas se obtuvieron los valores de fuerza a partir de una simulación tipo CFD en el software ANSYS 17.0®, finalmente se creo una estructura en forma de cajón donde se colocarían todos los componentes eléctricos y electrónicos ademas de soportar la cola, esta estructura fue realizada en madera usualmente usada en aplicaciones de este tipo. (ver Figura 3-47).

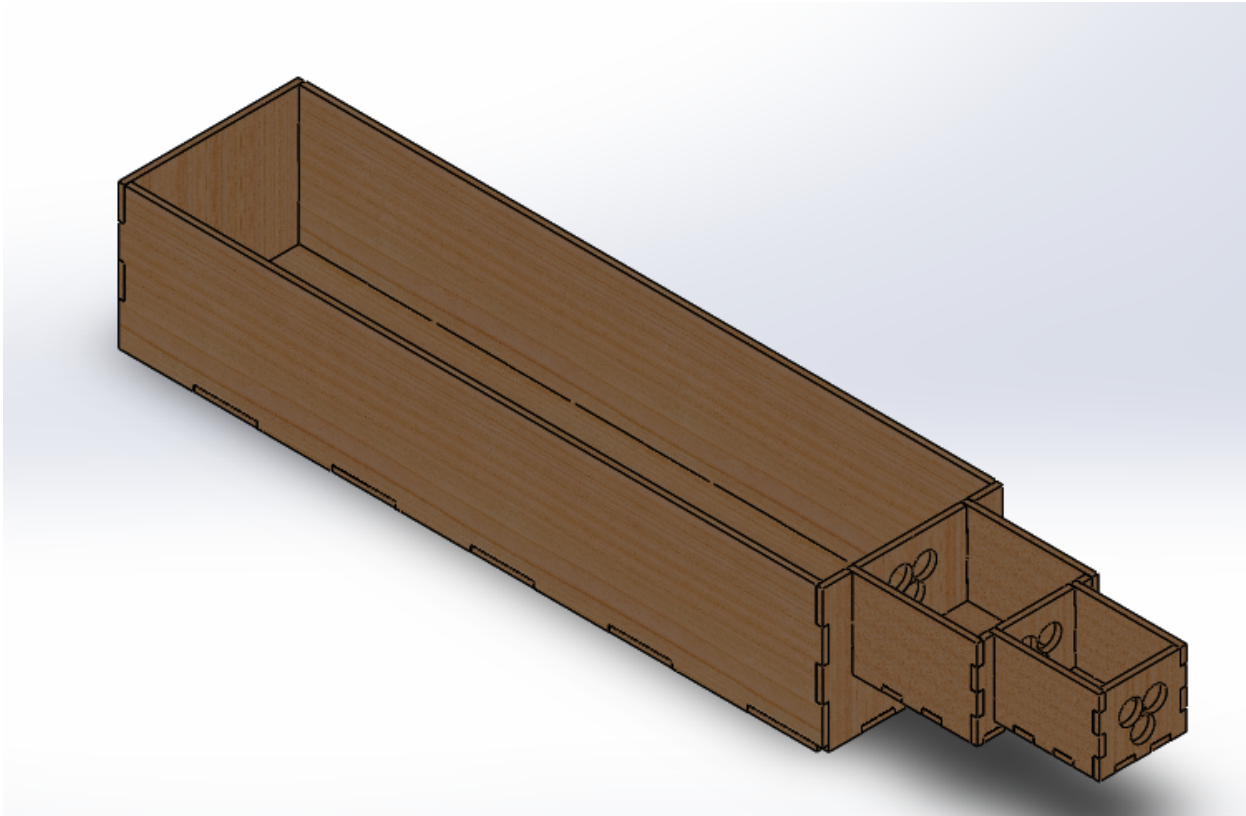


Figura 3-47: Estructura del fuselaje

Fuente SOLIDWORKS 2016 ®

El análisis de esfuerzos en este caso consistió en aplicar la fuerza de sustentación generada por las alas y por el tubo que une la cola con el fuselaje, el resultado de esfuerzos puede observarse en la Figura **3-48**.

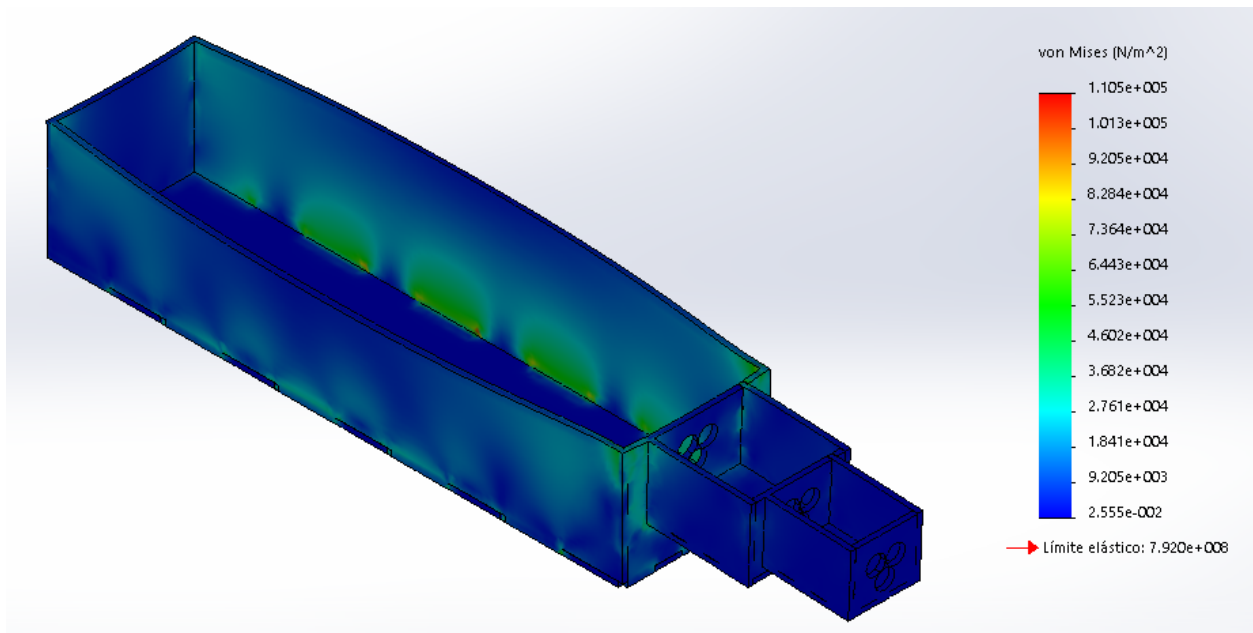


Figura 3-48: Diagrama de esfuerzos sobre el fuselaje

Fuente *SOLIDWORKS 2016* ®

3.8. CIRCUITO ELÉCTRICO

3.8.1. Regulador de tensión de la unidad fotovoltaica

Para el manejo de la energía eléctrica fueron exploradas varias opciones, entre las cuales se encontraban el de usar un controlador de carga con MPPT que es un dispositivo que se encarga de regular la carga en las baterías que normalmente tienen las instalaciones solares; controlando el punto en el que los paneles solares empleados para la carga, producen la mayor cantidad de energía eléctrica. Estos dispositivos tienen como desventaja un peso que no es aceptable para el aeromodelo y sale del límite de este factor, por lo que se decide alternar la energía que es entregada al sistema entre los paneles solares y la batería, la idea principal es que los paneles solares entreguen la mayor cantidad de energía al sistema y cuando estos debido a nubosidad no sean capaces de satisfacer la energía requerida se alterne a la batería.

Se opta entonces por diseñar un regulador de voltaje de alta corriente mediante un "bypass transistorizado" todo esto basado en el regulador de tensión lineal ajustable LM317 este circuito permitirá manejar corriente superiores a la del regulador que es de 1,5 amperios [21].

El concepto de bypass transistorizado está basado en un transistor PNP que se coloca junto al LM317 o cualquier otro regulador de voltaje. El emisor y la base se conecta antes del

regulador y el colector se conecta después (ver figura 3-49).

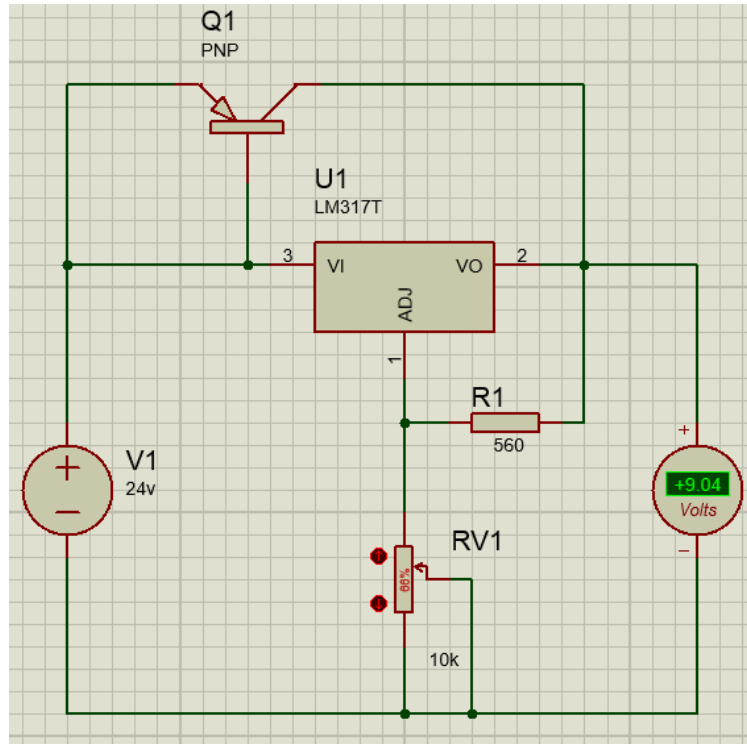


Figura 3-49: Diagrama LM317 Y transistor PNP en el software PROTEUS 8®

Fuente Regulador de voltaje de alta corriente con LM317 y bypass transistorizado. A. García [21]

En este diagrama se puede apreciar el transistor PNP que se ha conectado en la parte superior en referencia del LM317. En esta configuración el bypass no va a funcionar. Esto se debe a que según las características del BJT (PNP), debe existir una diferencia de potencial de al menos 0.7 voltios entre la base el emisor para que el transistor entre en conducción. En el diagrama de la Figura 3-49, la base y el emisor están conectados en el mismo nodo, por lo que están sometidos a un mismo potencial. Para solucionar esto se ubico una resistencia, según la Ley de Ohm la caída de voltaje en una resistencia equivale a multiplicar la resistividad del elemento por la corriente que pase a través del mismo. Fue requerido que la caída de voltaje fuera de 0.7 voltios por lo que siguiendo la ecuación (3-23)

$$V = I * R$$

$$0,7 = I * R$$

$$R = 0,7/I \tag{3-23}$$

Se elige un valor de corriente de 700mA para colocar una resistencia con un valor comercial de 1 Ohmio entre el emisor y la base, de esta forma se produce una caída de 0.7 voltios cuando hallan 0.7 amperios pasando por el regulador. El diagrama entonces es el visto en la figura 3-50, esta resistencia debía ser de mínimo 5 vatios pues sería sometida a una corriente considerable.

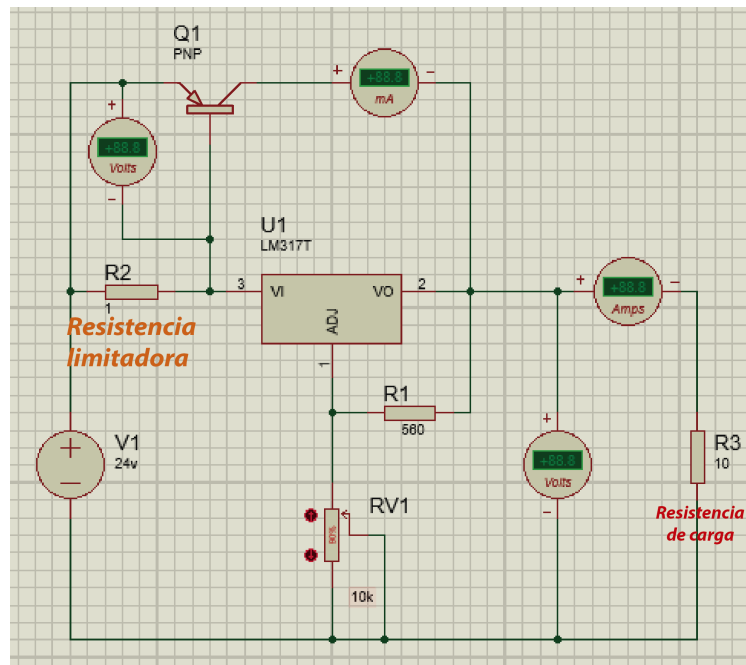


Figura 3-50: Diagrama LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®

Fuente Regulador de voltaje de alta corriente con LM317 y bypass transistorizado. A. García [21]

Como se puede observar en la figura 3-51, al pasar 0.7 amperios por el regulador se consigue una caída de voltaje de 0.7 voltios, lo que activa al transistor PNP que empieza a conducir corriente.

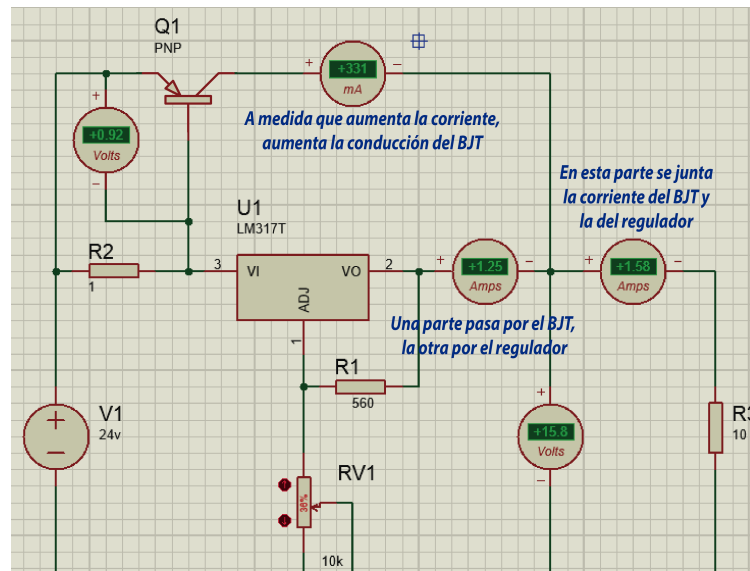


Figura 3-51: Diagrama análisis LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®

Fuente Regulador de voltaje de alta corriente con LM317 y bypass transistorizado. A. García [21]

Si se aumenta la corriente en el sistema, se aumenta la intensidad de corriente que pasa por el regulador y la que pasa por el transistor. Al final se obtiene una corriente superior al valor máximo del LM317; el amperímetro de la derecha está marcando 1.58 amperios que es el resultado de sumar los 1.25 amperios que pasan por el regulador y los 0.331 amperios que pasan por el transistor PNP (ver figura 3-52).

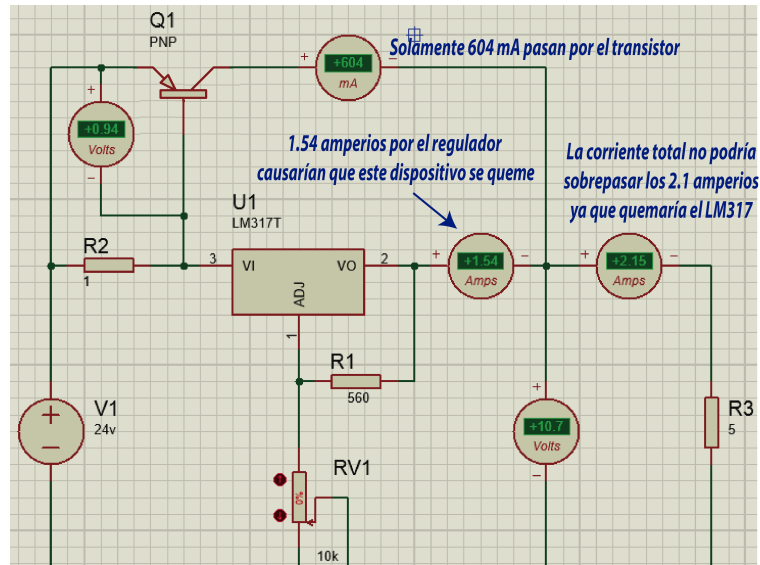


Figura 3-52: Diagrama análisis error LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®

Fuente Regulador de voltaje de alta corriente con LM317 y bypass transistorizado. A. García [21]

Para solucionar este problema se decidió entonces usar un transistor Darlington que es una configuración en la que se utilizan 2 transistores PNP con un colector común y en donde la base de uno va conectada al emisor del otro, provocando un aumento en la ganancia, comercialmente se encuentra la referencia TIP147 que tiene una corriente de trabajo de hasta 10 amperios. Como resultado final se tiene entonces el siguiente diagrama (figura 3-53) en el que como fuente de voltaje se tienen los paneles solares.

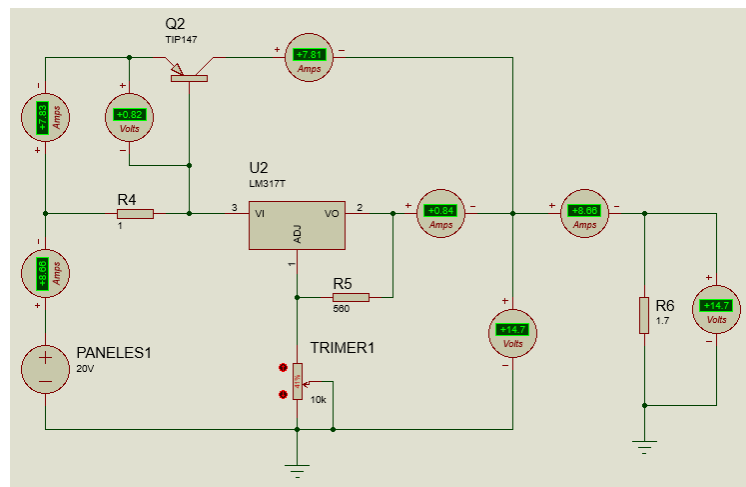


Figura 3-53: Diagrama regulador de voltaje paneles fotovoltaicos en el software PROTEUS 8®

Fuente Regulador de voltaje de alta corriente con LM317 y bypass transistorizado. A. García [21]

Como puede observarse en el anterior diagrama por el transistor Darlington pasa una corriente de 7.81 amperios inferior a 10 amperios que es su límite de trabajo y por el regulador de voltaje variable pasa una corriente de 0.84 amperios inferior a 1.5 amperios que es su límite el circuito, en total el circuito entrega una corriente de 8.66 amperios en esta simulación.

Una vez diseñado el regulador de voltaje de los paneles fotovoltaicos se decide usar diodos de 10 amperios para hacer la conmutación entre el regulador y la batería, se procedió a ubicar diodos a la salida de la batería y el regulador conectando en paralelo las dos fuentes de voltaje, de esta manera se definiría un voltaje mayor del regulador de los paneles solares en comparación a el voltaje de la batería, así los paneles suministrarían la energía necesaria al sistema pero si el sistema requiriese mayor intensidad corriente, el regulador de voltaje no podría entregarla y el voltaje de la batería sería mayor por lo que el diodo del regulador no conduciría suministrando así la energía necesaria la batería, con esta configuración de los diodos se da una protección a la batería y al regulador que solo serán capaces de entregar corriente, evitando así daños en el sistema, en el diagrama visto en la figura 3-54 se puede observar el sistema trabajando en el caso en el que los paneles fotovoltaicos estén suministrando la energía necesaria y en la figura 3-55 en el caso en el que la batería esta supliendo de energía al sistema.

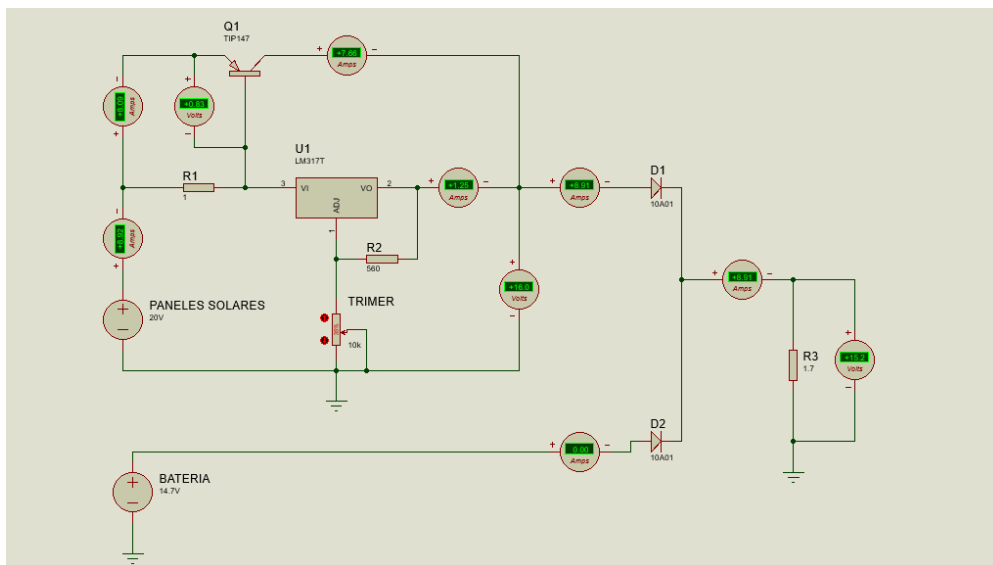


Figura 3-54: Diagrama en el caso en el que los paneles solares están entregando la energía en el software PROTEUS 8®

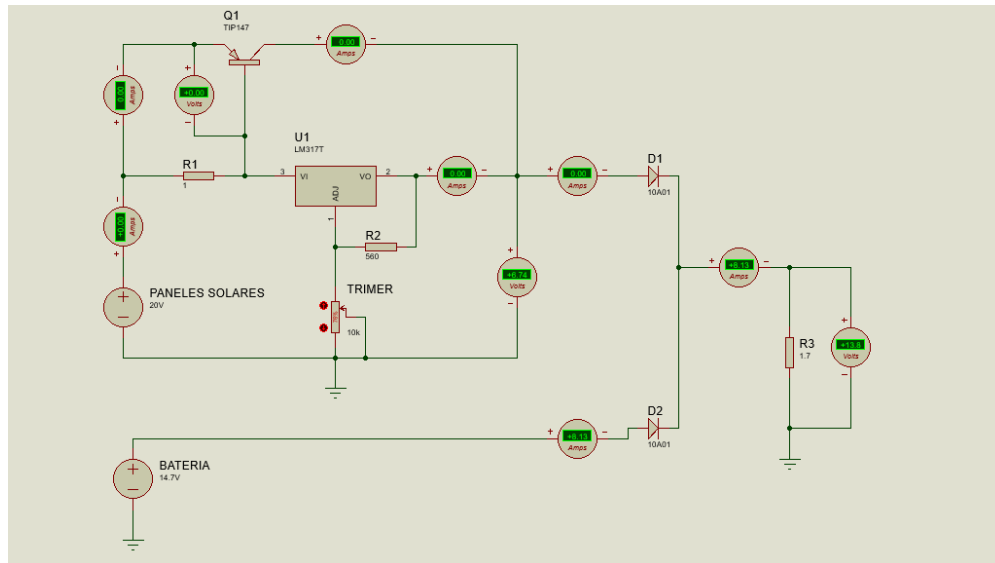


Figura 3-55: Diagrama en el caso en el que la batería esta entregando la energía en el software PROTEUS 8®

Fuente Los autores

3.8.2. Conexiones del sistema

El UAV cuenta con dos fuentes de voltaje un modulo de paneles solares y una batería tipo lipo, estas fuentes son conectadas en paralelo y se configuran para lograr una conmutación dependiendo de si el modulo fotovoltaico es capaz de suministrar la energía necesaria al sistema o no; el aeromodelo requiere un sistema de radio control que consta de una unidad receptora y un transmisor controlado en tierra, la unidad receptora es la encargada de recibir las señales enviadas por el transmisor y decodificarlas, estas son procesadas en señales tipo pwm que indican el grado de posición a los servomotores; los servomotores esta ubicados en los alerones, el elevador y el timón de dirección estos movimientos son utilizados para mover las superficies de control, y son alimentados por la unidad receptora, que así mismo recibe energía por un regulador de voltaje (BEC) que regula la tensión a 5v.

El regulador electrónico de velocidad se encarga de convertir la señal pwm que genera el receptor en una señal trifásica, para alimentar el motor del UAV, al igual que el regulador de voltaje(BEC) el regulador electrónico de velocidad recibe la energía del regulador de voltaje de los paneles solares detallado anteriormente. Por último el motor trifásico se alimenta con la señal entregada por el regulador electrónico de velocidad y está localizado en la parte frontal del UAV, montado en una bancada de aluminio para motores eléctricos, el diagrama de conexión de todo el sistema puede ser observado en la figura 3-56.

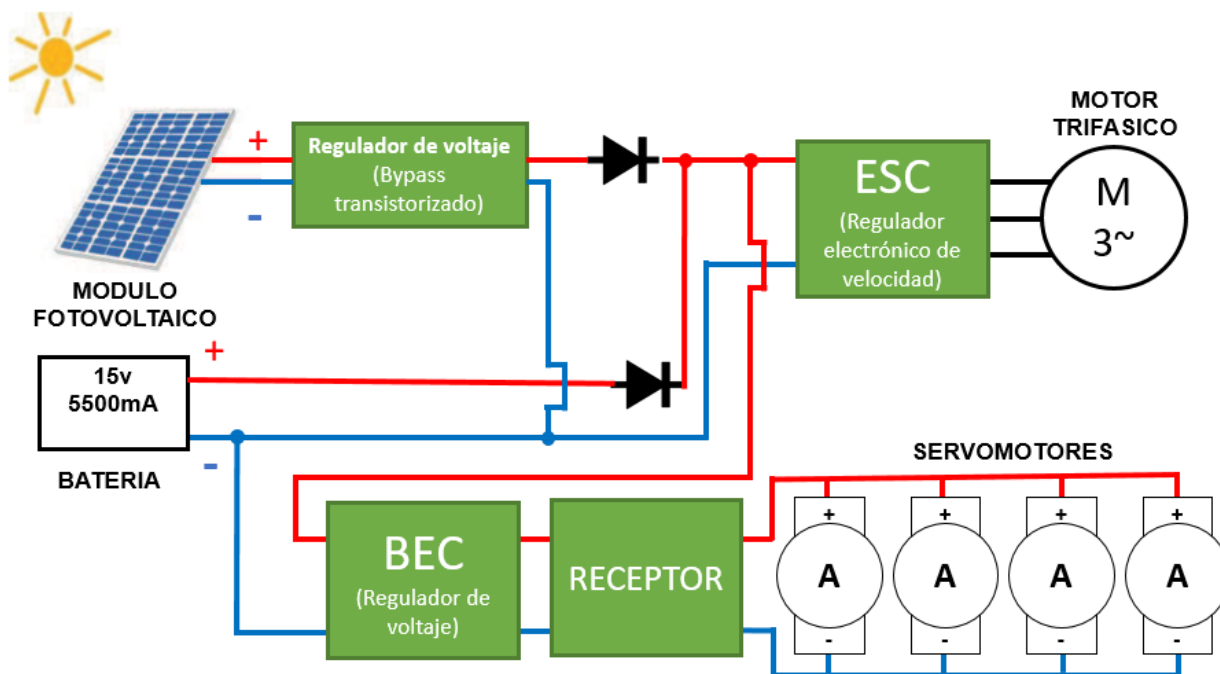


Figura 3-56: Diagrama de conexiones del sistema

Fuente Los autores

4 CONSTRUCCIÓN

El proceso de construcción del UAV se llevó a cabo en cinco etapas, realizadas en el siguiente orden:

1. Construcción de las Superficies de Estabilidad y Control.
2. Construcción de las Alas.
3. Adaptación de las Celdas Solares.
4. Construcción del Fuselaje.
5. Recubrimiento de cada una de las partes.
6. Configuración del Radio control y Auto piloto.

4.0.1. Construcción de las Superficies de Estabilidad y Control

Para realizar el corte de las piezas en poliestireno expandido de baja densidad se construyó un cortador de piezas de 60cm (imagen izquierda de la Figura 4-1), mediante el ensamble tubos PVC en forma de U, colocando el alambre ferroníquel en los extremos y conectándolo a las fuentes, se gradúo el voltaje y la corriente para calentar el alambre y cortar el poliestireno expandido, siguiendo las guías de madera en los extremos las cuales poseen las formás de los perfiles.

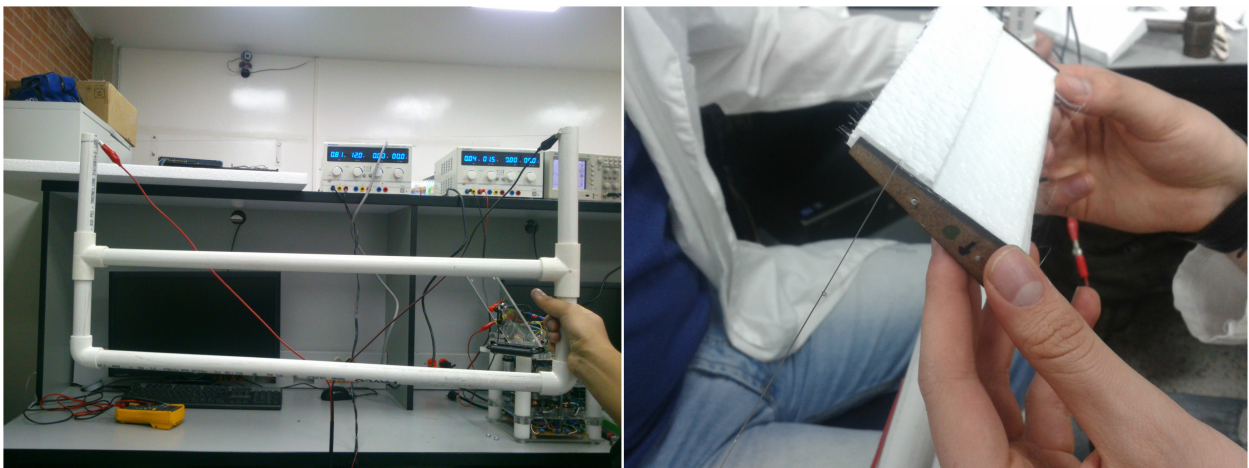


Figura 4-1: Corte en poliestireno expandido de baja densidad de las superficies de control.

Las superficies de estabilidad se dividen en dos secciones: estabilizador vertical y estabilizador horizontal. Las superficies de control también se componen de dos secciones: timón de dirección y timón de profundidad.

Inicialmente se ensambló el estabilizador horizontal (Figura 4-2), cuya estructura posee un eje principal en fibra de carbono y un eje secundario en cedro para asegurar que las costillas queden alineadas, de forma que el estabilizador horizontal quede firme y uniforme.

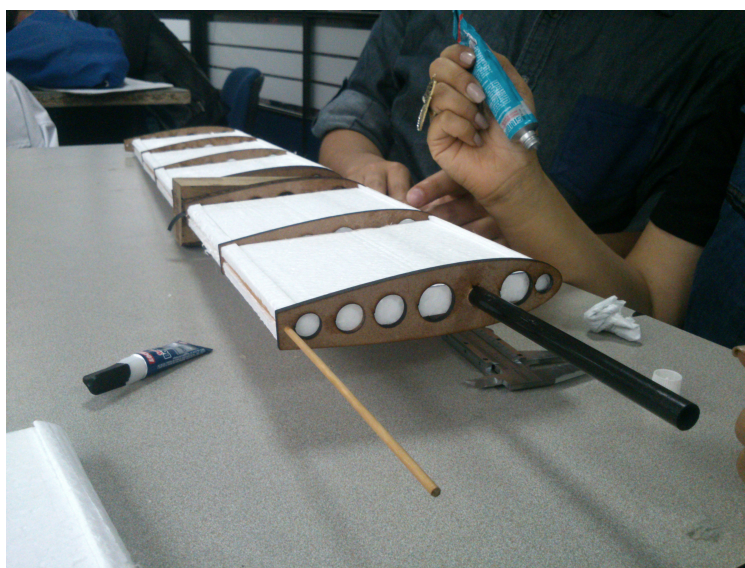


Figura 4-2: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Para garantizar la forma del perfil se utilizaron 8 costillas de MDF (como se muestra en la Figura 4-3) y para adaptar las celdas se realizaron unas piezas en poliestireno expandido de baja densidad, de forma que dieran soporte a la estructura y forma al borde de ataque.



Figura 4-3: Estructura de los estabilizadores y timones de control.

Fuente Los autores

Una vez ensamblado el estabilizador horizontal se fabricó el timón de profundidad y dirección en poliestireno expandido de baja densidad como se observa en la Figura 4-4, los ejes fabricados en aluminio y acoplados con cedro al poliestireno expandido, se adaptaron mediante puntillas en las puntas a las costillas de los estabilizadores para permitir la rotación de los alerones y timones.

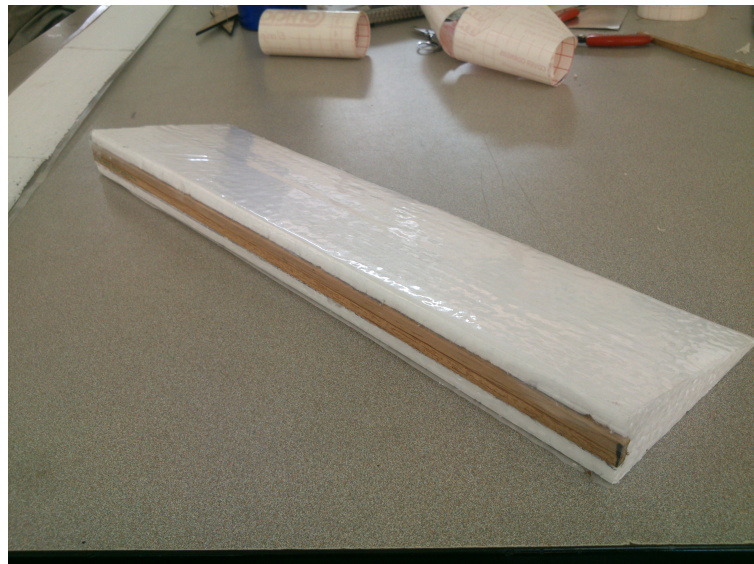


Figura 4-4: Timón de dirección.

Fuente Los autores

Al finalizar el estabilizador horizontal, se fabricó el estabilizador vertical con un eje principal en cedro y 3 costillas en MDF (Medium Density Fibreboard), ajustando el nivel para que quedara completamente perpendicular respecto al horizontal (Figura 4-5).



Figura 4-5: Fabricación del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Se fijó el ángulo mediante un prisma triangular de mayor ancho al de las costillas, que garantizaba la estabilidad al taladrar y el taperado de la superficie como se observa en la Figura 4-6, taladrando cada costilla y el soporte de madera donde se iba a anclar.

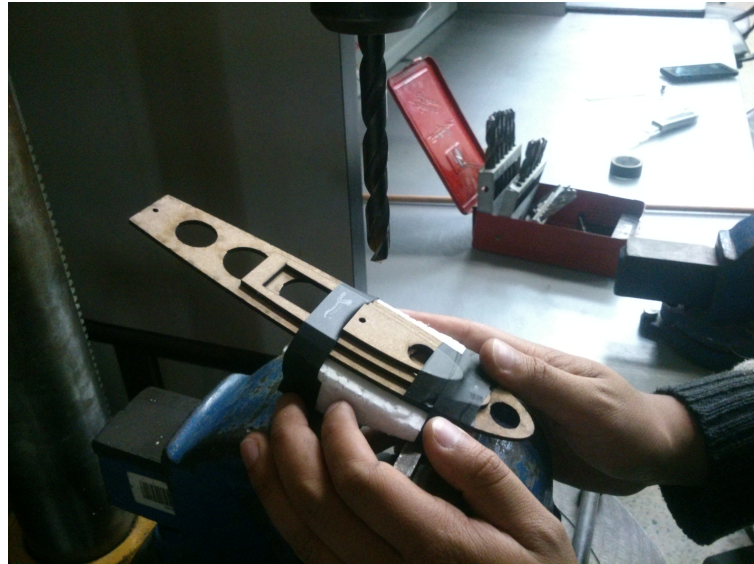


Figura 4-6: Fabricación del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Mediante herramientas como el nivel y transportador de semicírculo se verifico que tuviera el ángulo de taperado, y que estuviera completamente perpendicular al estabilizador horizontal (Figura 4-7) para realizar el ensamble y fijarlo con pegante epóxico.

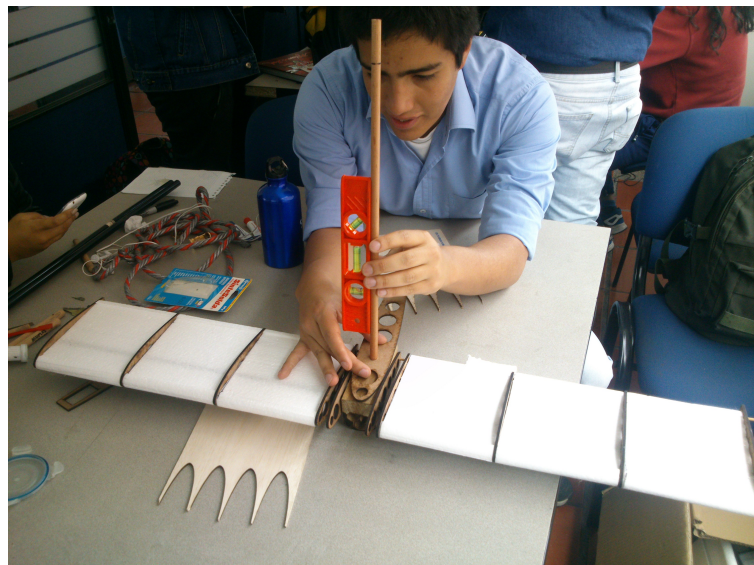


Figura 4-7: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

4.0.2. Construcción del Alas

La estructura alar se construyó en dos partes, dividiendo las alas en dos semialas, de forma que se pudiera armar y desarmar para facilitar su transporte, utilizando una unión doble de aluminio entre las alas, una varilla interna a los tubos de fibra de carbono, y un tubo externo de aluminio dorado a los tubos de fibra de carbono que se puede observar en la Figura 4-8.

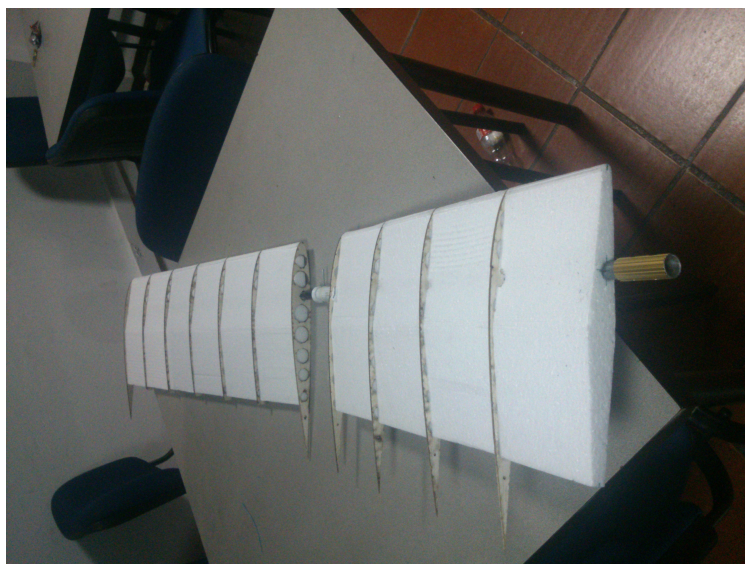


Figura 4-8: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Se utilizaron tubos de fibra de carbono como eje principal en el centro aerodinámico del perfil, en la Figura 4-9 en la parte superior se observa el tubo de fibra de carbono negro, a estos tubos se le acoplaron las costillas en madera de balsa y los soportes en poliestireno expandido de baja densidad de las celdas solares, los cuales en la parte recta donde van las celdas en el perfil alar, fueron más largos para asegurar la forma del borde ataque y el borde fuga.



Figura 4-9: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Para realizar la construcción del ángulo de diedro se diseñaron unos soportes en nylon mediante impresión 3D, con fibras paralelas a los tubos de fibra de carbono, de forma que se obtuviera la mayor resistencia a la fractura (Figura 4-10), y para evitar que se separaran las fibras se colocaron unos anillos al rededor del soporte con las fibras en dirección perpendicular al tubo de fibra de carbono lo que permite una mayor resistencia, y debido a que son fibras se debe realizar las pruebas de resistencia físicas.



Figura 4-10: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Se realizaron pruebas físicas con diferentes espesores para los soportes en las uniones del ángulo de diedro, como se observa en la figura 4-11 en la parte izquierda, en la parte derecha se observan los valores de las pesas que representan los 2.5Kg de peso distribuido en las alas. Finalmente se obtuvieron los soportes que resisten los esfuerzos a los que se someten las uniones en el ángulo de diedro, que son de un grosor de 3 mm con dos refuerzos en forma de anillos de 2mm de grosor en las puntas.

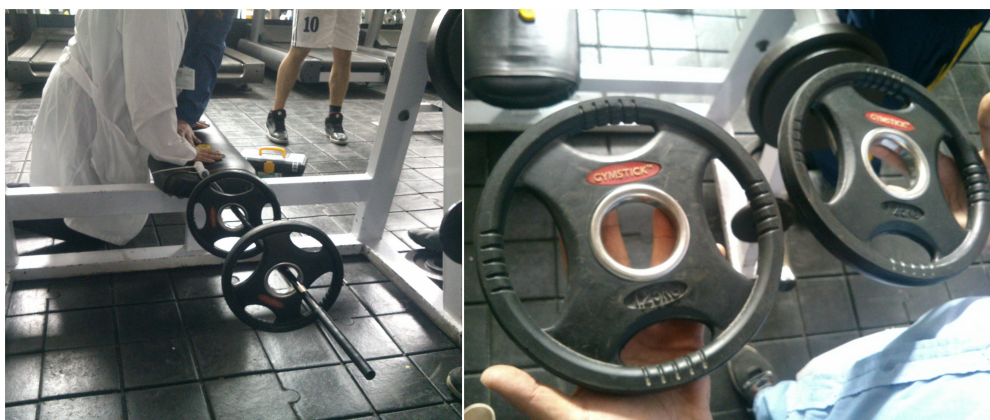


Figura 4-11: Pruebas de resistencia para los soportes de ángulo de diedro.

Fuente Los autores

Además de las costillas en madera de balsa, en la unión de las alas con el fuselaje se utilizaron costillas de madera triplex de aproximadamente 9.6mm de espesor, mientras que las costillas de madera de balsa que se posicionaban a lo largo de las alas fueron de 3mm de espesor, con una distancia de 130mm entre cada una (Figura 4-12).



Figura 4-12: Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Una vez se ensamblaron las costillas y los soportes de las celdas se tuvieron que adaptar unos soportes en balsa en el borde de ataque de forma que se garantizara la distancia entre cada costilla y el ala quedara recta. De igual forma para garantizar la geometría del borde de ataque antes de recubrir las alas se colocó cinta para corregir las imperfecciones.

4.0.3. Adaptación de las Celdas Solares

Inicialmente como se observa en la Figura 4-13 diseñó el circuito sobre el cual se iban a conectar las celdas entre sí, y de esta forma se empezaron a soldar. La conexión se realizó en serie, los terminales quedaron a los extremos del estabilizador y en el medio de las alas.

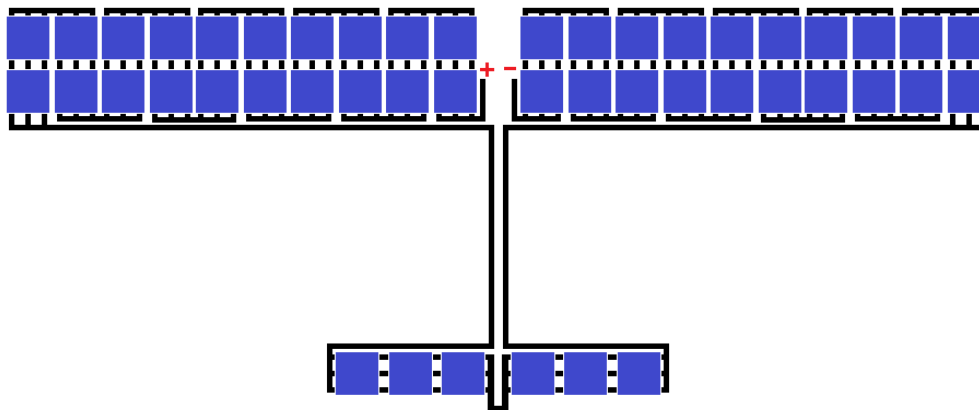


Figura 4-13: Circuito de conexión de las celdas solares.

Fuente Los autores

Las celdas se unieron con tab wire de 5mm de ancho y a través de los tres terminales para que no se limitara el paso de la corriente (Figura 4-14).



Figura 4-14: Proceso de soldado de las celdas solares.

Fuente Los autores

El circuito final fue montado en una baquelita como se muestra en la Figura 4-15., la cual fue diseñada teniendo en cuenta los parámetros de tamaño y las pistas de cobre fueron calculadas para corrientes de 10 amperios esto con el objetivo de asegurar el buen funcionamiento del circuito, además de esto se colocaron reguladores calculados según las corrientes que manejarían los componentes.



Figura 4-15: Circuito impreso de potencia.

Fuente Los autores

4.0.4. Construcción del Fuselaje

Como se muestra en la Figura 4-16 el ensamblaje del fuselaje se compone por 7 costillas, el cajón, la bancada, el motor y la hélice. Las costillas y el cajón son en cedro, cada una de las piezas tiene dientes para encajar más fácilmente, y poder acoplarlas mediante adherente, acoples en L y tornillos para madera.

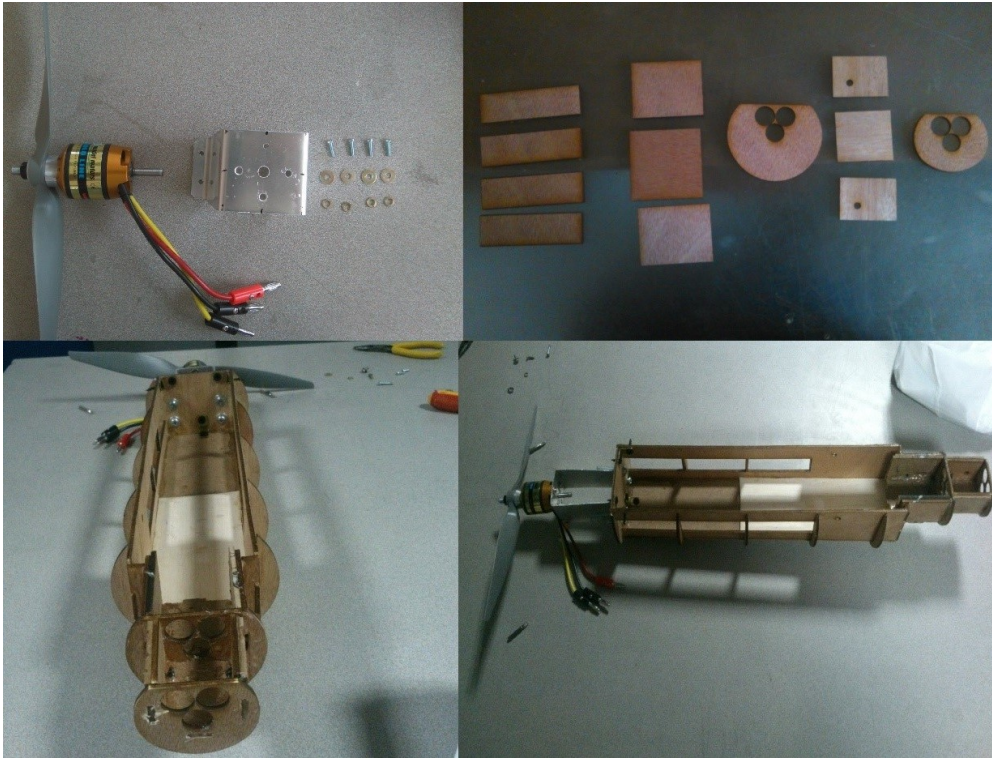


Figura 4-16: Construcción del fuselaje.

Fuente Los autores

En las secciones donde se acoplan las alas tiene un refuerzo de doble capa de madera, las secciones laterales del cajón estaban un poco pandeadas por lo que para ensamblarlas se utilizó una pieza rectangular de balsa en la parte de la planta del cajón para aumentar la superficie de contacto y facilitar el acople entre las piezas, en la pieza del cajón que va acoplada a la bancada y las piezas paralelas a esta se reforzaron con acoples en L y tornillos para madera.

4.0.5. Recubrimiento plástico

Para el recubrimiento de las superficies de las alas y los estabilizadores se implementaron posibilidades alternas al monokote, debido a que el monokote transparente (debía ser transparente para permitir la radiación solar sobre las celdas solares) solo se encontró en China y su envío es demorado y costoso, por lo que se realizó una prueba con acetato transparente pero como se observa en la imagen izquierda de la Figura 4-17 este plástico se arrugaba al aplicarle el calor y no se adhiere a las costillas, por lo que se utilizó plástico polietileno termoencogible como se muestra en la imagen derecha de la Figura 4-17, este material al calentarlo con la pistola de calor a 200°C se adhirió a las costillas quedando totalmente liso, por lo que fue el seleccionado para el recubrimiento. Los plásticos utilizados en estas

pruebas, son muy usados por aeromodelistas cuando el monokote no es una opción viable por facilidad o costo, además en foros de Internet de varios aeromodelistas se encontraron aportes sobre su uso y manejo.



Figura 4-17: Pruebas de plastificado.

Fuente Los autores

Para el estabilizador vertical que tiene taperado de 0.5, se realizaron varias pruebas para el recubrimiento, como se muestra en la Figura 4-18, en la imagen superior izquierda se muestra el primer recubrimiento el cual se realizó con plástico polietileno termoencogible que se pandeo en el borde de ataque y en el borde de fuga, por lo que se realizó el segundo recubrimiento, el de la imagen superior derecha con plástico acetato pero el borde de ataque se formaron burbujas debido a que no se adhirió bien a las costillas, por eso se realizó el tercer recubrimiento, imagen inferior izquierda donde se colocó poliestireno expandido de baja densidad y mediante alambre ferroníquel se cortó al rededor de las costillas pero el borde de ataque quedo rugoso se intentó corregir con cinta aislante y recubrirlo con plástico polietileno termoencogible pero las imperfecciones eran muy grandes por lo que se desmonto y se realizó el cuarto recubrimiento, se realizó el corte láser de las guías en madera para cortar el poliestireno expandido de baja densidad con alambre ferroníquel, se cortó y se realizaron 4 tapas que se adhirieron con silicona líquida se corrigieron las pequeñas imperfecciones del borde de ataque con cinta aislante y por último se recubrió con plástico polietileno termoencogible.



Figura 4-18: Plastificado estabilizador vertical.

Fuente Los autores

Para el estabilizador horizontal se realizaron dos pruebas, como se observa en la Figura 4-19 en la imagen de la izquierda se observa que medio estabilizador tiene un borde negro y el otro borde blanco, el negro de cinta aislante que se le colocó para corregir imperfecciones en el borde de ataque, y en la imagen derecha se observa que la sección izquierda el estabilizador tiene la unión de ambos plásticos hacia la parte de abajo lo que provocó imperfecciones que se corrigieron como se observa en la otra sección del estabilizador colocando la unión hacia el lado del alerón, luego se corrigió en todo el estabilizador horizontal.



Figura 4-19: Plastificado estabilizador horizontal.

Fuente Los autores

Para el recubrimiento de las alas y cola se utilizó plástico polietileno termoencogible, moldeándolo con calor, con una pistola de aire que permitía que el plástico se adhiriera a las superficies y conservara la geometría de los perfiles. El avance de este proceso se observa de izquierda a derecha. Debido a que el plástico viene en un tamaño de 80cm x 100cm, se tuvieron que unir 3 plásticos por ala, con una pistola de calor a 300°C para conseguir recubrir la envergadura de cada semiala de 1.5m. Mediante la misma temperatura se unió el plástico en los bordes de la costilla interior y exterior, luego se procedió a realizar el mismo procedimiento para el borde de fuga como se observa en la imagen del medio de la Figura 4-20, y por último se terminó de termoformar a una temperatura de 200°C para tensionar todo el plástico de la semiala como se muestra en la imagen derecha de la Figura 4-20. Se tuvo un problema debido a que en la parte del ángulo de diedro el plástico se tensionó demasiado y se pandeo en el borde de ataque al igual que en el borde de fuga.

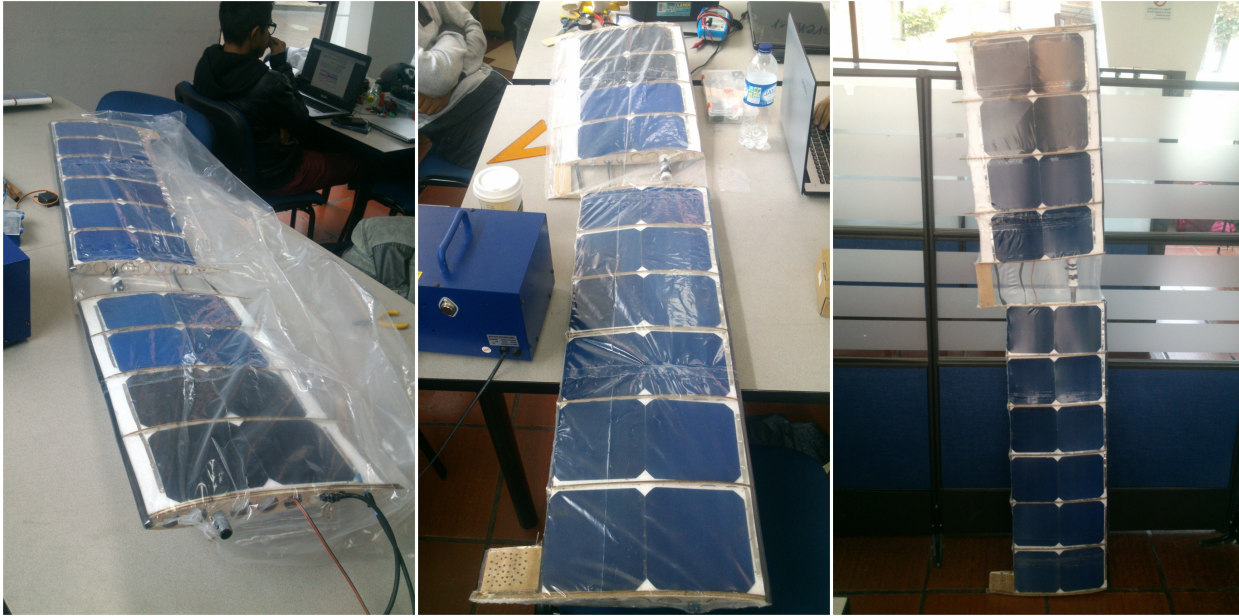


Figura 4-20: Plastificado alas.

Fuente Los autores

Para corregir el pandeo del borde de ataque y borde de fuga, se cortó una sección con la forma del borde de ataque en poliestireno expandido de baja densidad, y mediante balsa se lijo hasta dar la forma del borde de fuga y se volvió a realizar el recubrimiento con la pistola de calor, pero al mantener más de 15 minutos al sol el plástico se volvió a deformar, por lo que se tuvo que realizar el calentado del plástico mientras la semiala se encontraba en el sol, y dejar que el plástico tuviera una temperatura de enfriamiento más alta, lo que evito que se volviera a deformar el plástico.



Figura 4-21: Corrección del plastificado de las alas.

Fuente Los autores

4.0.6. Configuración del Radiocontrol y Autopiloto

Configuración del Autopiloto

Se utilizó el Autopiloto Pixhawk PX4 para recibir la lectura del sensor de velocidad, GPS, acelerómetro, giroscopio, compás y demás elementos de medición de los parámetros necesarios para el control del aeromodelo.

Se realizaron las conexiones correspondientes siguiendo el diagrama mostrado en la Figura 4-22.

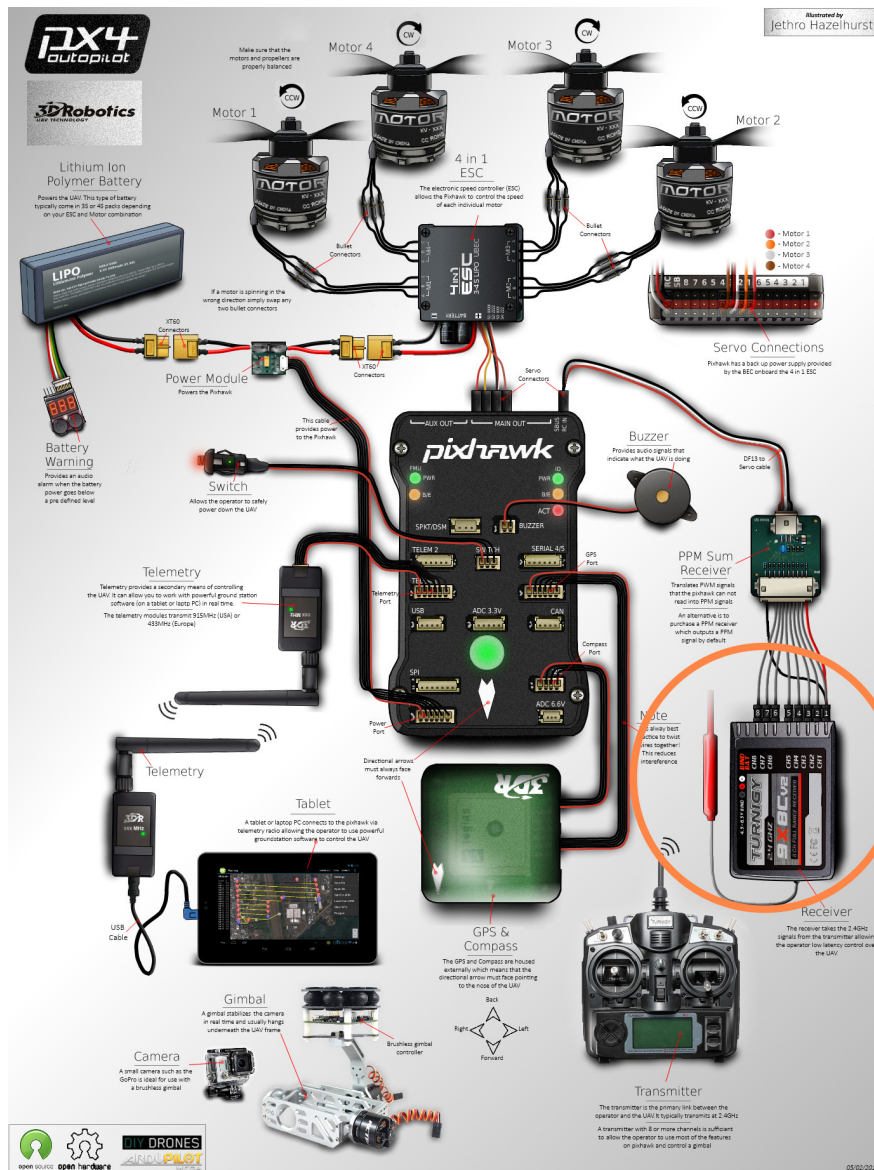


Figura 4-22: Pixhawk.

Fuente www.ardupilot.org

Una vez verificadas cada una de las conexiones se utilizó el programa Mission Planner para la correspondiente calibración de cada uno de los sensores.

Se inició realizando la calibración de los sensores de posición y orientación, en este caso el acelerómetro, el autopiloto debía alinearse con la brújula del GPS y esta debía estar señalando el norte magnético de la tierra, de esta forma se procedió a calibrar el sensor, como se observa en la Figura 4-23.

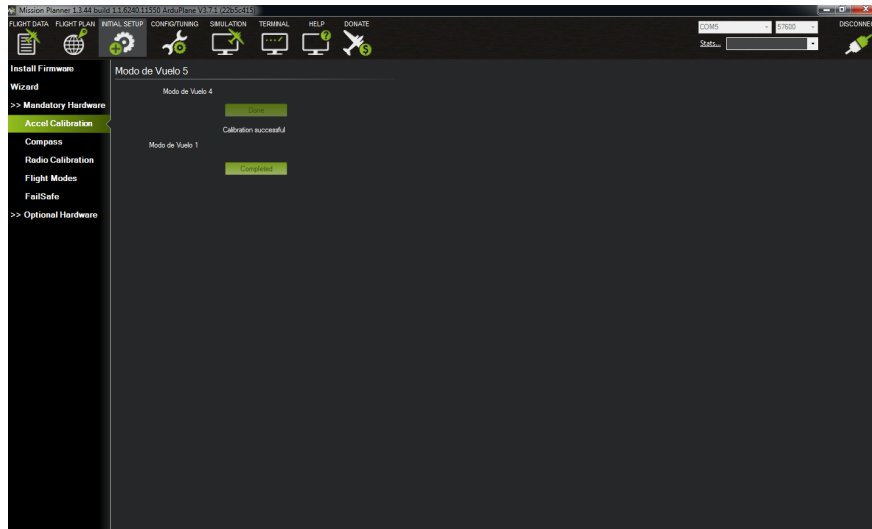


Figura 4-23: Calibración del acelerómetro del autopiloto.

Fuente Mission Planner

Posteriormente se procedió a calibrar la brújula del GPS, moviendo el GPS y autopiloto alineados, en diferentes direcciones y orientaciones, pasando por los puntos blancos que aparecen en la gráfica de los planos en 3D, que se observan en la Figura 4-24, una vez concluida la calibración se guardan los puntos de posición y orientación (Ver Figura 4-25).

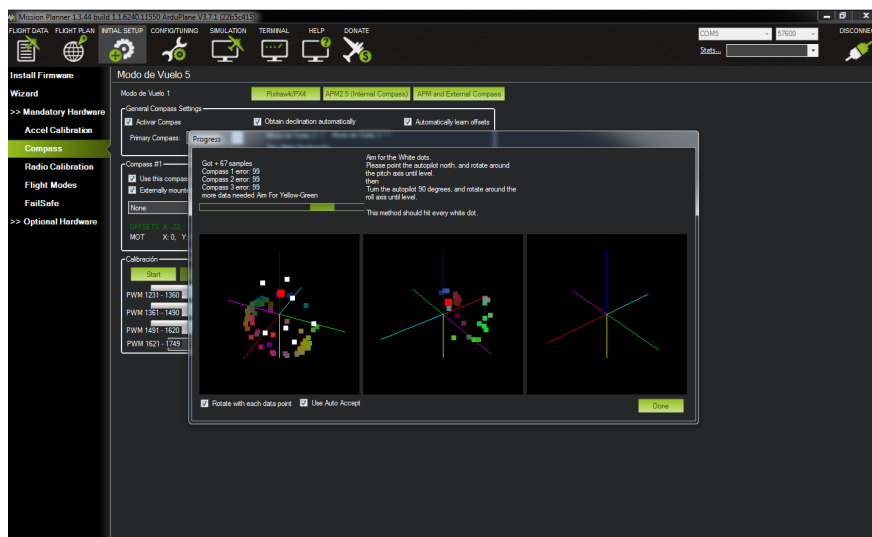


Figura 4-24: Calibración de la brújula del GPS.

Fuente Mission Planner

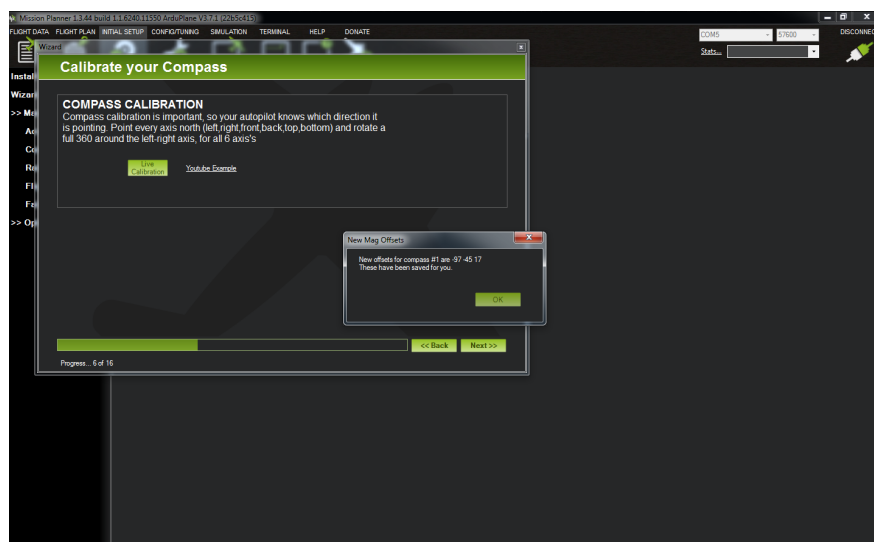


Figura 4-25: Confirmación de la captura de puntos de la calibración de la brújula del GPS.

Fuente Mission Planner

El monitor de la batería también debe ser configurado, teniendo en cuenta la corriente de la batería que va a medir, el autopiloto y la referencia del sensor (Observar Figura 4-26), debido a que la batería necesita ser monitoreada todo el tiempo [50].

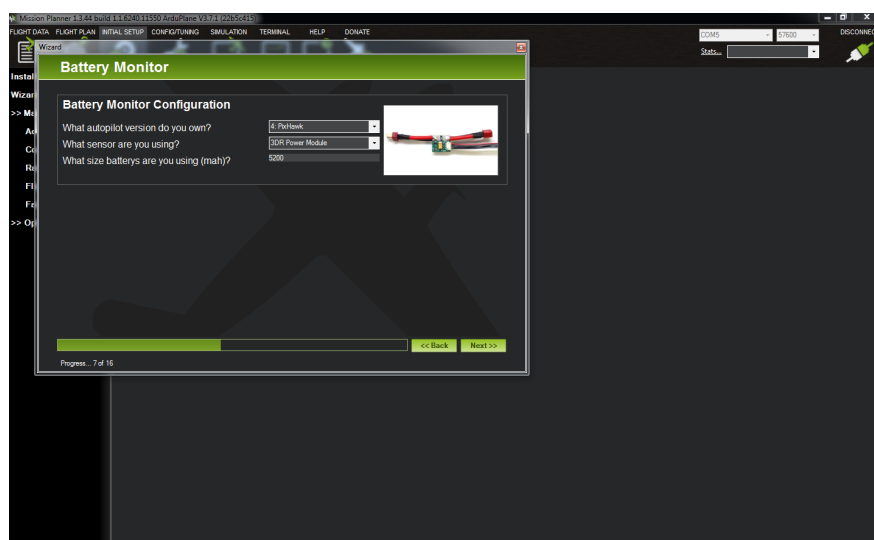


Figura 4-26: Configuración del monitor de la batería de suministro para el autopiloto.

Fuente Mission Planner

Ulteriormente se configuran sensores adicionales que pueden ser de velocidad, temperatura, sonido, entre otros (Figura 4-27).

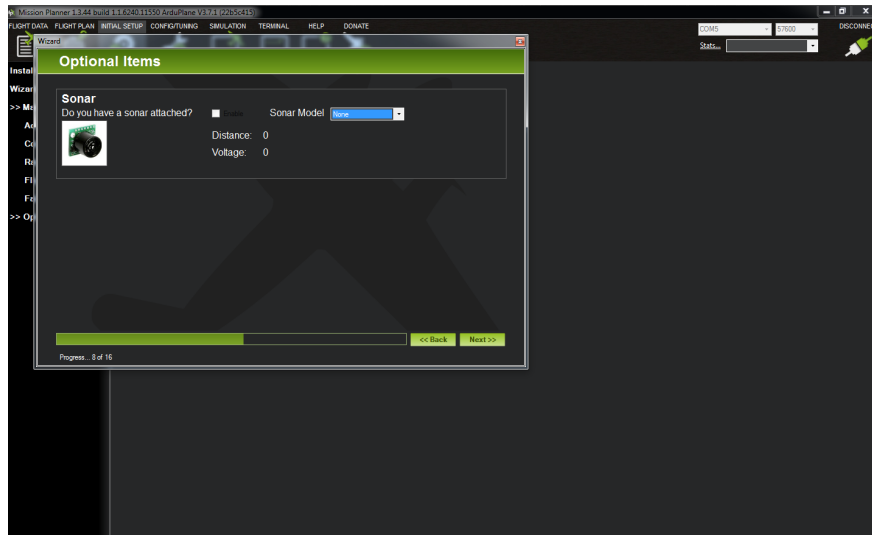


Figura 4-27: Configuración de sensores adicionales.

Fuente Mission Planner

Configuración del Radiocontrol

Debido a que este UAV fue diseñado para vuelos lentos y por consiguientes reacciones suaves en las superficies de control, por ser un aeromodelo tipo planeador, es necesario llevar a cabo la configuración del radio control. En dicha configuración mostrada a continuación se modifican las funciones Exponencial y Dual Rate.

- Exponencial: Esta configuración viene por defecto en 0 %, es decir, que el movimiento del servo es lineal respecto a la palanca de mando del radiocontrol. Modificando esta función con un valor negativo como por ejemplo -40 % en el canal 1, se consigue que el servo que acciona los alerones tenga un movimiento más suave en la parte central del recorrido del stick (palanca de mando). Los canales donde se aplicaron la función exponencial fueron: 1, 2, 4 y 6, los cuales controlan los alerones, elevador y timón de dirección respectivamente.
- Dual Rate: Esta función permite limitar el recorrido de las superficies de control, variando así, la sensibilidad en cada canal. El valor por defecto de esta función es 100 % pero debido a que no se realizaran maniobras fuertes en el movimiento de la aeronave, se disminuyeron estos valores, correspondientes a los canales 1,2,4 y 6.

5 RESULTADOS

5.0.1. Pruebas celda solares

Para comenzar se realizó la prueba de comparar si el plástico polietileno termoencogible disminuye o no la potencia entregada por las celdas, por lo que se tomaron mediciones como se muestra en la Figura 5-1, en la imagen izquierda sin el plástico y en la derecha con el plástico, como se observa la celda de la izquierda (sin recubrimiento) tiene un voltaje de 641mV, y en la celda de la derecha (con recubrimiento) tiene un voltaje de 625mV, y ambas manteniendo una corriente que varía entre 110mA y 115mA. Esto demuestra que la potencia es muy similar y en cuanto a aerodinámica e implementación es mucho más viable colocarlas internamente que externamente.



Figura 5-1: Comparación celdas solares con recubrimiento plástico y sin recubrimiento plástico.

Fuente. El Autor

Luego de Realizar el proceso de soldado y acople de las celdas solares en las alas se realizó la comprobación de voltaje entregado por las alas, para verificar que todas las celdas solares y conexiones estuvieran correctamente. En la Figura 5-2 se observa en la imagen derecha el voltaje de una semiala que es de 12.28v, y en la imagen de la izquierda se observa que las alas juntas en serie entregan un voltaje de 24.62v.

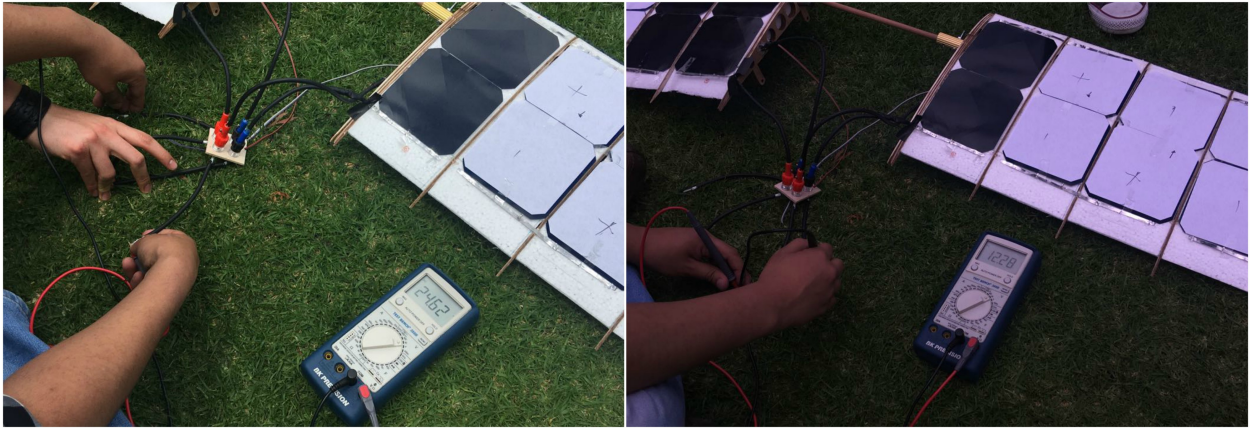


Figura 5-2: Revisión de voltaje de las alas.

Fuente. El Autor

5.0.2. Verificación de peso

En la simulación se contemplaron todos los pesos del aeromodelo como se observa en la Figura 5-3, con un peso de 2,5Kg contemplando el peso del plastificado, y además de 0,5Kg de rango de error debido a más adherentes aparte de los contemplados, lo que daría un total de 3Kg de peso total contemplado en simulación.

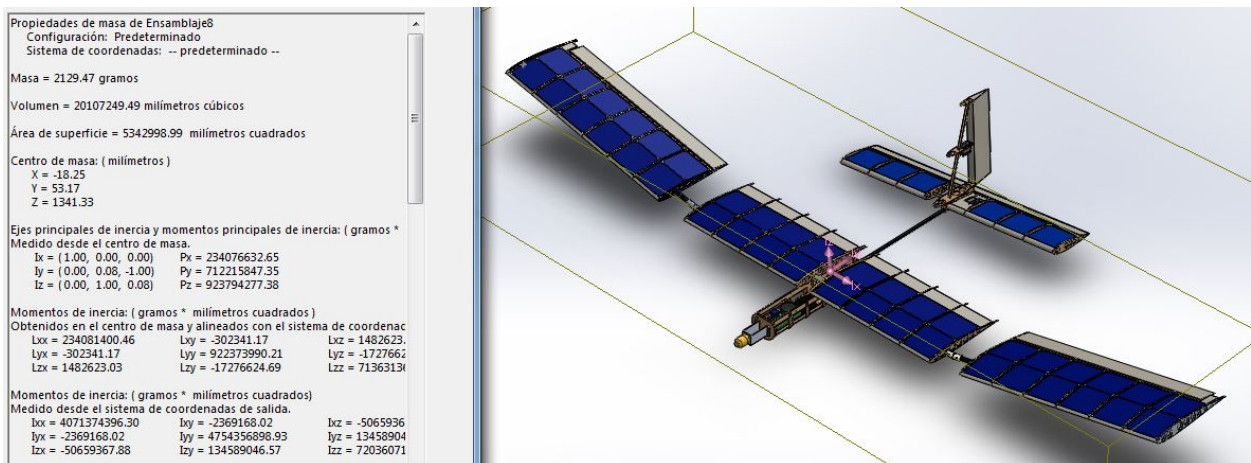


Figura 5-3: Verificación de peso mediante simulación.

Fuente Los Autores

Como se observa en la Figura 5-4 se realizó la verificación de la masa, las alas tienen una masa de 1.6Kg, los estabilizadores 0.7Kg, y el fuselaje 1.3Kg, lo que en total se excedió 0.6Kg del máximo peso aceptado por el motor, la mayoría de esta masa es en adherentes y parte del

circuito que posee más masa de lo estipulado. Por lo que se tuvo que realizar modificaciones para aumentar la fuerza de propulsión del avión.

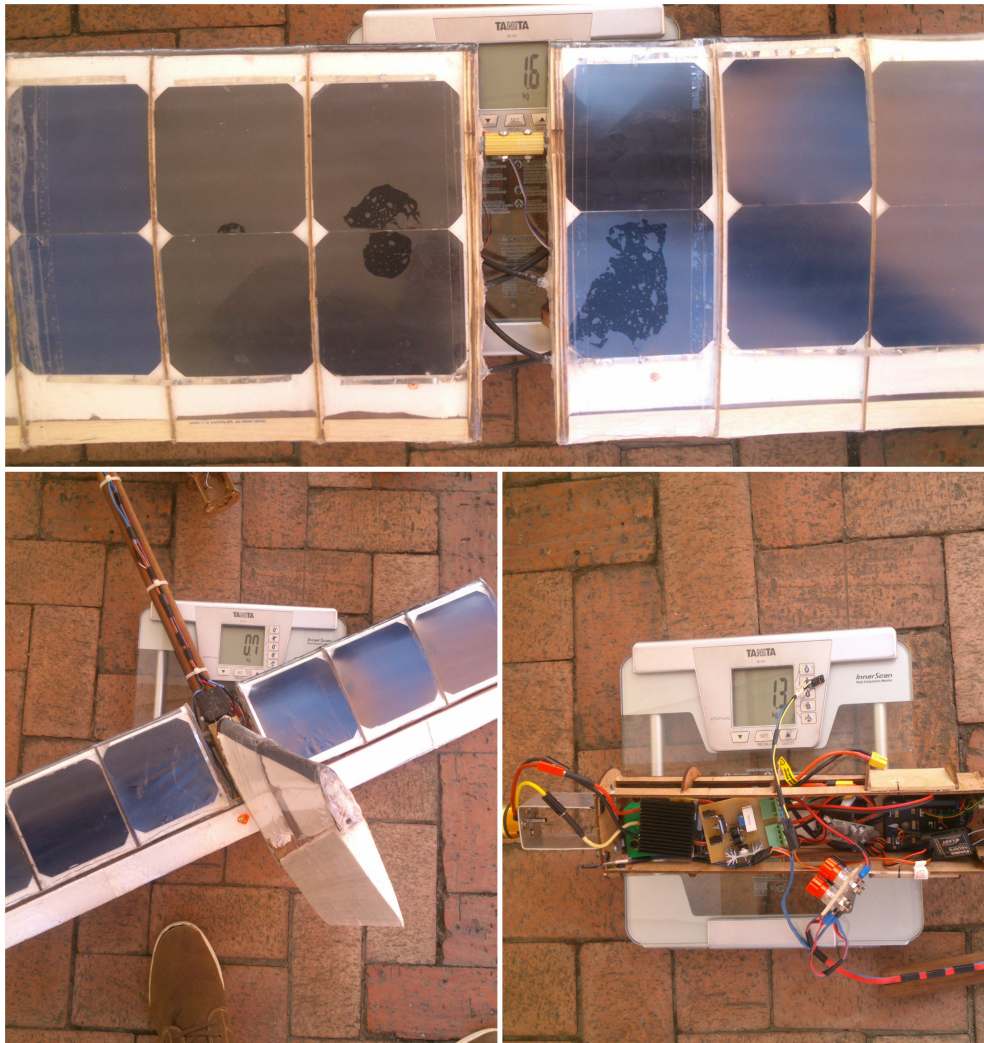


Figura 5-4: Verificación de peso.

Fuente Los Autores

5.0.3. Pruebas físicas del aeromodelo

Se sustituyó el motor (Figura ??) debido al cambio de masa, se acopló el motor para verificar su funcionamiento, y se diseñó y construyó otro fuselaje para acoplar correctamente el nuevo motor.

El fuselaje que se observa en la Figura 5-5 cuenta con refuerzos mediante acoples en L y tornillos para madera, además de tener doble capa de madera en todo el fuselaje, y un mayor

tamaño para facilitar la ubicación de la batería y el motor, para reajustar el centro de masa, y al igual que el anterior tiene una estructura con dientes lo que facilito el acoplamiento entre las piezas, y le da mayor resistencia.



Figura 5-5: Fuselaje reforzado.

Fuente Los autores

Con el objetivo de realizar una prueba final en tierra con la que se pueda corroborar el buen funcionamiento de todos los sistemas y se hace especial énfasis en el sistema eléctrico, donde se busca corroborar que el sistema fotovoltaico tiene la capacidad de suministrar la energía eléctrica necesaria al sistema electrónico y al motor principal.

Se procede a realizar el montaje del aeromodelo en tierra con el sistema electrónico activado y el motor en su máxima velocidad, pero siendo alimentado solamente con la batería, periódicamente se realizaron mediciones de voltaje en la batería.

A continuación con la batería nuevamente cargada se procedió a realizar el mismo montaje pero en esta prueba el sistema fotovoltaico fue conectado, estas pruebas se realizaron para corroborar que efectivamente el sistema de fotovoltaico si aumentaba el tiempo de descarga de la batería lo que directamente aumentaría el tiempo de vuelo del aeromodelo, los resultados pueden observarse en la Figura 5-6 .

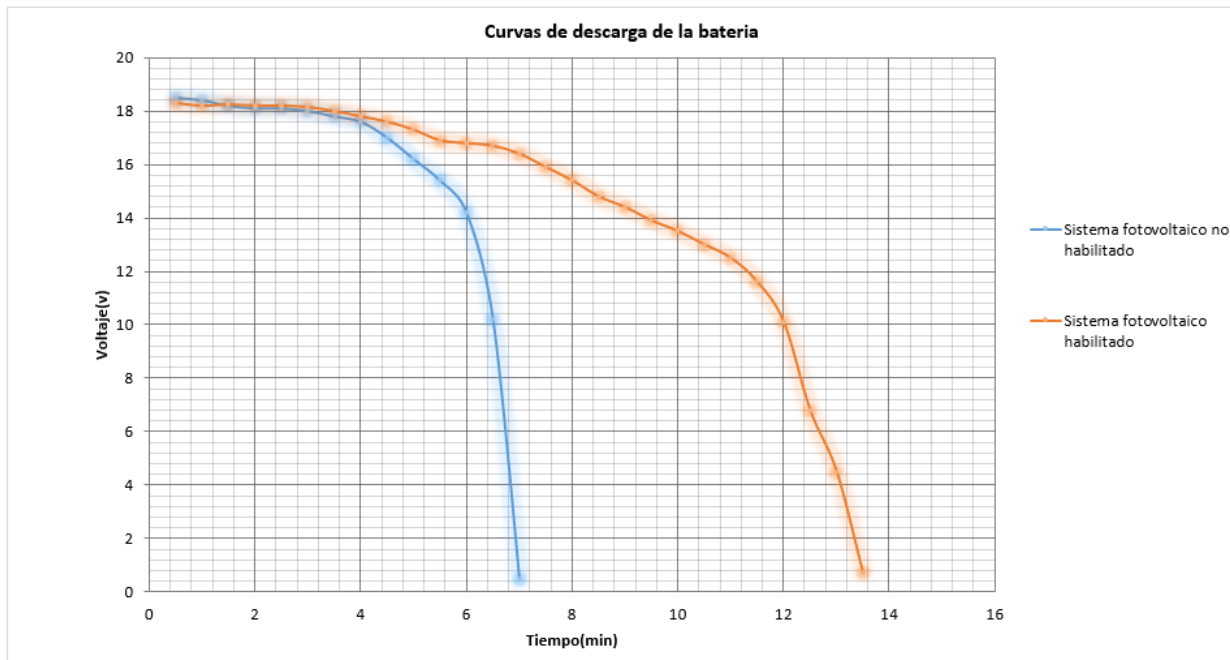


Figura 5-6: Curvas de descarga de la batería.

Fuente Los autores

En las pruebas de campo como se observa en la Figura 5-7 al aeromodelo le funciona tanto el movimiento de los timones de profundidad y dirección, como los alerones y el motor de propulsión. En la parte izquierda superior de la imagen se observa como una mano sostiene el conector de la batería mostrando que está desconectada y por lo que el aeromodelo está funcionando a partir de la energía solar entregada por las celdas solares ubicadas en las alas y el estabilizador horizontal.



Figura 5-7: Funcionamiento del aeromodelo con únicamente las celdas solares.

Fuente Los autores

El avión se llevó a una pista de vuelo de aeromodelos vía hacia Sopó, donde un aeromodelista y piloto de aviones tipo entrenador y planeador con más de 30 años de experiencia, realizó unas pequeñas correcciones en el aeromodelo. Existía un pequeño espacio entre las alas y los alerones, al igual que entre el estabilizador horizontal y el timón de profundidad como se muestra en la Figura 5-8, estos espacios que se recubrieron con Monokote para evitar que el aire se filtrara y causara mayor vorticidad.

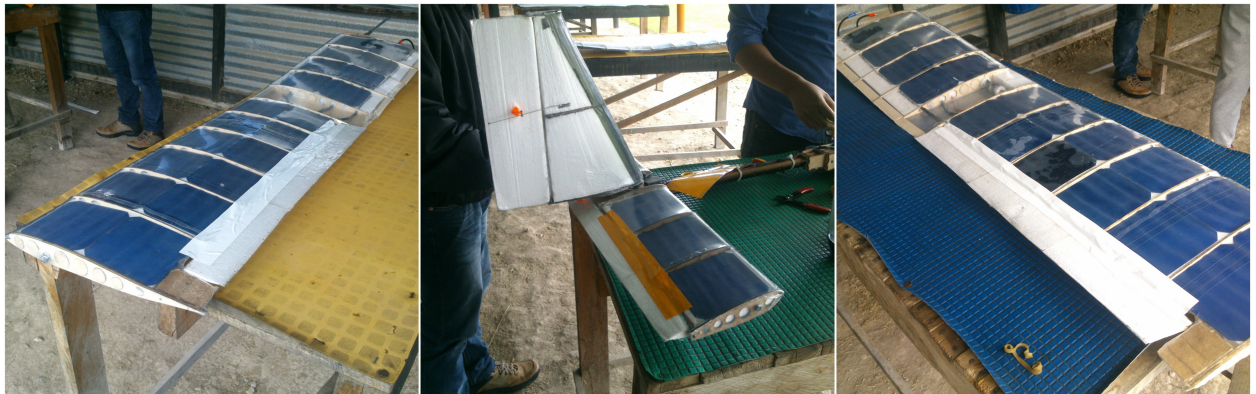


Figura 5-8: Corrección de espacios en las superficies de las alas y estabilizadores.

Fuente Los autores

El acople que transmite el movimiento a los alerones y timones, se estaba despegando levemente lo que no permitía la transmisión del movimiento de los servomotores a los alerones, por lo que se reforzó con un tornillo, arandela y tuerca en el acople (Figura 5-9), haciendo que el movimiento se transmitiera completamente. Luego se comprobó que encendiera el motor principal, y en ese momento el piloto nos indicó que según su experiencia, la potencia que entregaban las baterías no era la suficiente para mantener vuelo ese avión, por lo que nos sugirió que utilizáramos la otra batería, entonces se realizó el acople de la segunda batería para que entregara más potencia al motor, con lo que se procedió a realizar las pruebas de vuelo.



Figura 5-9: Refuerzos de los alerones.

Fuente Los autores

6 CONCLUSIONES

Como principal logro de este proyecto se consiguió demostrar que si era posible utilizar energía solar para aumentar el tiempo de encendido de una plataforma tipo UAV con los conocimientos y recursos existentes en la Universidad Militar Nueva Granada. Llevando a cabo uno de los principales objetivos propuestos en el proyecto: conceptualización, diseño y construcción del UAV.

A partir de las simulaciones de flujo con los perfiles alares, se determinó que los perfiles alares EPPLER generan mayor sustentación y menor arrastre, respecto a los perfiles alares NACA, que son los perfiles más utilizados debido a que son más antiguos.

A partir de las simulaciones de esfuerzos mediante el software de SOLIDWORKS ®, se determinó que los materiales necesarios para soportar las costillas de las alas, el estabilizador horizontal y la unión entre el fuselaje y los estabilizadores, debían ser de fibra de carbono, por resistencia y peso liviano.

En cuanto al circuito electrónico este puede mejorarse haciendo énfasis en reducir peso de este o reemplazándolo por MPPT comercial que es un dispositivo que aumenta la eficiencia del sistema foto voltaico, es recomendable hacer uso de este porque además de regular la tensión, permitirá cargar el módulo de baterías en momentos de poco consumo.

Debido a que las celdas solares no suministran la suficiente energía para alimentar todo el sistema electrónico del UAV con el motor a su máxima velocidad, se optó por utilizar las celdas solares como suplemento de la energía que va perdiendo la batería en el vuelo, con lo que se extiende el tiempo de vuelo.

A partir de las pruebas de vuelo se determinó que para el despegue de un avión que está en fase de pruebas y no posee tren de arranque, es conveniente construir un lanzador que asegure la velocidad mínima de vuelo.

Mediante las pruebas de vuelo se observó que el peso estaba muy concentrado en la parte central del fuselaje, lo que a pesar de mejorar la aerodinámica del aeromodelo, causó que el avión necesitara mayor sustentación para el despegue.

Respecto al diseño en general, se implementó un modelo modular, fácil de construir, fácil de transportar y simple en el proceso de ensamble. Lo que se puede aplicar en cualquier proyecto a futuro, para realizar una estructura que facilite el transporte y el mantenimiento del proyecto.

Se concluye además que este tipo de proyectos tiene una viabilidad técnica y económica que puede encaminar a desarrollar diferentes tipos de aplicaciones para este tipo de aeromodelos.

6.1. RECOMENDACIONES

Para construir un aeromodelo lo más óptimo es utilizar materiales resistentes y livianos, por lo que el material más conveniente para realizar la mayoría de la estructura es fibra de carbono que es bastante bueno en estas dos características. Además, es muy utilizado en aeromodelos bastante eficientes, el problema de este material es el costo, por lo que en este proyecto se tuvo que cambiar varias piezas por materiales con características similares, lo que disminuyó tanto la resistencia de la estructura, como es el caso de la balsa, mientras que el cedro aumenta el peso significativamente, por lo que con los recursos suficientes, este proyecto puede ser mejorado invirtiendo más en materiales más indicados para la aplicación, como lo es la fibra de carbono y la fibra de vidrio, lo que aumentaría la sustentación del aeromodelo y disminuiría su peso, y disminuye las posibilidades de fallar del aeromodelo.

Para próximos prototipos, se podría diseñar unos estabilizadores más livianos, por ejemplo sin el acople que une el estabilizador vertical con el horizontal y con materiales más livianos como fibra de carbono, para que disminuya el peso de los estabilizadores y no se necesite compensar el peso en la parte de la bancada, esto disminuiría también la sustentación necesaria.

Si se realizan dos ejes en vez de uno solo como en este proyecto, para acoplar las costillas y el icopor de las alas en el que se soportan las celdas solares facilitara su ensamble y evite imperfecciones en el ángulo de incidencia de las alas sobre el fuselaje, además de crear unos orificios en el icopor para disminuir peso, y debido a que el icopor no está para reforzar la estructura sino solo como soporte para las celdas solares, lo que no generara riesgos de fractura.

Para el despegue de un aeromodelo que está en fase de pruebas y no posee tren de arranque, es conveniente construir un lanzador que asegure la velocidad mínima de vuelo, y así asegurar un arranque idóneo para el UAV.

7 Anexo: Gastos del proyecto

En la tabla 7-1 se muestran los gastos que se tuvieron en el proceso de la construcción del aeromodelo.

Tabla 7-1: Gastos.

GASTOS	PRECIO
Tubos de fibra de carbono	\$ 330.000
Cortes laser	\$ 115.000
Adhesivos	\$ 90.000
Ejes y varillas	\$ 130.000
Transportes	\$ 98.000
Servos	\$ 120.000
Icopor, madera y ejes	\$ 275.000
Acoples y Herramientas	\$ 280.000
Total gastos	\$ 1.438.000

Fuente el autor

Los recursos que se le solicitaron en préstamo o financiación por parte de la universidad se encuentran en la tabla 7-2.

Tabla 7-2: Gastos institucionales.

INSTITUCIONALES	PRECIO
Motor AXI 5330/24	\$ 980.000
Celdas Solares	\$ 850.000
Baterias	\$ 850.000
Radiocontrol	\$ 650.000
Pixhawk	\$ 750.000
Driver	\$ 720.000
Total institucionales	\$ 4.800.000

Fuente el autor

Debido a que no todo el proyecto fue financiado por la Universidad se tuvo que ahorrar en lo posible, debido a que un aeromodelo es un proyecto muy costoso, los gastos ahorrados se muestran en la tabla 7-3, y se muestra el costo total de todo el proyecto.

Tabla 7-3: Gastos ahorrados.

COSTOS AHORRADOS	PRECIO
Moldes icopor	\$ 360.000
Monokote	\$ 290.000
Tubos de fibra de carbono	\$ 380.000
Total ahorrados	\$ 1.030.000
TOTAL PROYECTO	\$ 6.238.000
TOTAL PROYECTO SIN AHORRAR	\$ 7.268.000

Fuente el autor

Lista de Figuras

1-1. Aeromodelo de La Universidad de Los Libertadores	4
1-2. UAV implementado en la UMNG	5
2-1. Celdas solares.	12
3-1. Configuración Convencional.	14
3-2. Configuración Tandem.	15
3-3. Acople entre fuselaje y alas.	16
3-4. Efecto de la Relación de Aspecto (AR) sobre la Sustentación.	18
3-5. Variación del ángulo de alabeo.	20
3-6. Perfil Asimétrico	21
3-7. Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil alar NACA	22
3-8. Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil alar EPPLER	23
3-9. Configuración sistema de control del UAV	30
3-10.Motor Seleccionado	31
3-11.Hélice Seleccionada	33
3-12.Batería Seleccionada	34
3-13.Driver Seleccionado	35
3-14.Transmisor Seleccionado	36
3-15.Receptor Seleccionado	37
3-16.Sevomotores Seleccionados	38
3-17.Autopiloto seleccionado con sus accesorios	39
3-18.Distancia centro de gravedad y estabilizadores	40
3-19.Comprobación de cálculos de dimensiones del estabilizador vertical	44
3-20.Comprobación de cálculos de dimensiones del estabilizador horizontal	44
3-21.Cd vs Alpha	45
3-22.Cl vs Alpha	46
3-23.Cl/Cd vs Alpha	47
3-24.Geometría del perfil alar EPPLER E224	49
3-25.Enmallado vista general del perfil alar EPPLER E224	49
3-26.Enmallado vista cercana del perfil alar EPPLER E224	50
3-27.Configuración de densidad	50
3-28.Configuración de tipo de fluido	51
3-29.Configuración de ángulo de ataque	51

3-30. Desprendimiento de la capa límite del perfil EPPLER E224	52
3-31. Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil EPPLER E224	53
3-32. Comparación de curvas del comportamiento de los coeficientes de los perfil alares.	54
3-33. Comparación de curvas del comportamiento de los coeficientes de los perfiles estabilizadores.	55
3-34. Geometría del ala recta	56
3-35. Curvas características del ala recta	57
3-36. Curvas características del ala recta	58
3-37. Comparación de modelos	59
3-38. Curvas características de las combinaciones entre ángulo diedro y longitud de ala recta	59
3-39. Geometría del estabilizador horizontal	61
3-40. Curvas características del estabilizador horizontal	61
3-41. Geometría del estabilizador horizontal	62
3-42. Curvas características del estabilizador horizontal	62
3-43. Distribución de presión sobre la superficie del estabilizador horizontal	63
3-44. Distribución de presión sobre el avión	64
3-45. Estructura de semiala	64
3-46. Diagrama de esfuerzos sobre una semiala	65
3-47. Estructura del fuselaje	66
3-48. Diagrama de esfuerzos sobre el fuselaje	67
3-49. Diagrama LM317 Y transistor PNP en el software PROTEUS 8®	68
3-50. Diagrama LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®	69
3-51. Diagrama análisis LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®	70
3-52. Diagrama análisis error LM317 y transistor PNP con resistencia limitadora en el software PROTEUS 8®	71
3-53. Diagrama regulador de voltaje paneles fotovoltaicos en el software PROTEUS 8®	71
3-54. Diagrama en el caso en el que los paneles solares están entregando la energía en el software PROTEUS 8®	72
3-55. Diagrama en el caso en el que la batería esta entregando la energía en el software PROTEUS 8®	73
3-56. Diagrama de conexiones del sistema	74
4-1. Corte en poliestireno expandido de baja densidad de las superficies de control.	75
4-2. Construcción del estabilizador horizontal.	76
4-3. Estructura de los estabilizadores y timones de control.	77

4-4. Timón de dirección.	77
4-5. Fabricación del estabilizador horizontal.	78
4-6. Fabricación del estabilizador horizontal.	79
4-7. Construcción del estabilizador horizontal.	79
4-8. Construcción del estabilizador horizontal.	80
4-9. Construcción del estabilizador horizontal.	81
4-10. Construcción del estabilizador horizontal.	81
4-11. Pruebas de resistencia para los soportes de ángulo de diedro.	82
4-12. Construcción del estabilizador horizontal.	83
4-13. Circuito de conexión de las celdas solares.	84
4-14. Proceso de soldado de las celdas solares.	84
4-15. Circuito impreso de potencia.	85
4-16. Construcción del fuselaje.	86
4-17. Pruebas de plastificado.	87
4-18. Plastificado estabilizador vertical.	88
4-19. Plastificado estabilizador horizontal.	89
4-20. Plastificado alas.	90
4-21. Corrección del plastificado de las alas.	91
4-22. Pixhawk.	92
4-23. Calibración del acelerómetro del autopiloto.	93
4-24. Calibración de la brújula del GPS.	93
4-25. Confirmación de la captura de puntos de la calibración de la brújula del GPS.	94
4-26. Configuración del monitor de la batería de suministro para el autopiloto.	94
4-27. Configuración de sensores adicionales.	95
5-1. Comparación celdas solares con recubrimiento plástico y sin recubrimiento plástico.	96
5-2. Revisión de voltaje de las alas.	97
5-3. Verificación de peso mediante simulación.	97
5-4. Verificación de peso.	98
5-5. Fuselaje reforzado.	99
5-6. Curvas de descarga de la batería.	100
5-7. Funcionamiento del aeromodelo con únicamente las celdas solares.	101
5-8. Corrección de espacios en las superficies de las alas y estabilizadores.	101
5-9. Refuerzos de los alerones.	102

Bibliografía

- [1] Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad. En: *Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, Sevilla, España*
- [2] Diseño preliminar de un planeador en configuración ala volante con capacidad para una persona. En: *Facultad de ingeniería aeronáutica, Universidad pontificia bolivariana , Medellín, Colombia*
- [3] Estudio de características Aerodinámicas y de Estabilidad de un Ala Voladora. En: *Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, Sevilla, España*
- [4] Uso de vehículos aéreos no tripulados (uav) para la evaluación de la producción agraria. En: *Instituto de Agricultura Sostenible-IAS/CSIC, Córdoba, España*
- [5] 1DR. MARC L. BREEN, 1Darren Cokin 1Ray Stribling 1Anne M. ; SUTTON, 1Sam: IBIS (integrated blanket/interconnect system), boeing's solution for implementing IMM (inverted metamorphic) solar cells on a lightweight flexible solar panel.
- [6] AERONÁUTICO, Instituto U.: Aerodinámica de Perfiles, Capitulo II. (2002)
- [7] ALBAKER, B. M.: Preliminary architectonic design for a smart solar-powered UAV. En: *2013 IEEE Conference on Clean Energy and Technology (CEAT)*, 2013, p. 238–242
- [8] ALLAN DANIEL FINISTAURI, Fengfeng (Jeff) X.: Type Synthesis and Kinematics of a Modular Variable Geometry Truss Mechanism for Aircraft Wing Morphing. En: *Department of Aerospace Engineering, Ryerson University 350 Victoria Street, Toronto, Ontario, Canada, M5B 2K3* (2011)
- [9] ANTAL, M.J.J.: Biomass Pyrolysis: A Review of the Literature Part 1 - Carbohydrate Pyrolysis. En: *Advances in Solar Energy Vol. 1 American Solar Energy Society*, 1982, p. 61–111
- [10] AVENDAÑO CALVILLO, Diego I.: *Investigación sobre perfiles aerodinámicos de aeronaves utilitarias para un rango amplio de operaciones*, Tesis de Grado, 2013
- [11] BARRIENTOS, A ; DEL CERRO, J ; GUTIÉRREZ, P ; SAN MARTÍN, R ; MARTÍNEZ, A ; ROSSI, C: Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. En: *Universidad politécnica de Madrid, Madrid* (2007)

- [12] BENDEA, H ; BOCCARDO, Piero ; DEQUAL, S ; GIULIO TONOLO, Fabio ; MARENCHINO, Davide ; PIRAS, Marco: Low cost UAV for post-disaster assessment. En: *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences* 37 (2008), Nr. B8, p. 1373–1379
- [13] BENOÎT BÉGUIN, ChristianBreitsamter: Effects of membrane pre-stress on the aerodynamic characteristics of an elasto-flexible morphing wings. En: *Technische Universität München, Boltzmannstr* (2014)
- [14] BREEN, M. L. ; STREETT, A. ; COKIN, D. ; STRIBLING, R. ; MASON, A. ; SUTTON, S.: IBIS (Integrated Blanket/Interconnect System), Boeing's solution for implementing IMM (Inverted Metamorphic) solar cells on a light-weight flexible solar panel. En: *2010 35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2010. – ISSN 0160–8371, p. 000723–000724
- [15] CAMBONE. www.uadrones.net/military/research/acrobat/050713.pdf. 2004
- [16] CHANG CAO, Simin Wang Sheng L.: High temperature induced mechanical degradation in flexible solar cell and its effect on reliability of the packaging module.
- [17] Y DANIEL CLOS, Salvador C.: Teoria de màquines. En: *Barcelona, Edicions UPC* 296 (2000), p. 45
- [18] DANIEL KANE, Andrea S.: Engineers Look to the Birds for the Future of Unmanned Aerial Vehicles.
- [19] E.L. HOUGHTON, P.W. C.: *Aerodynamics*. London : Butterworth Heinemann, 2004
- [20] FRANCISCO GAVILÁN JIMÉNEZ, Sergio Esteban R. *Aeronaves y Vehículos Espaciales*. 2009
- [21] GARCÍA, Antonio. panamahitek.com/regulador-de-voltaje-de-alta-corriente-con-lm317-bypass-transistorizado/. 22 de Junio de 2013
- [22] GREGG, S.J. ; SING, K.S.W.: *Adsorption, Surface Area and Porosity*. London : Academic Press, 1982
- [23] GUERRERO, F. ; MARTINEZ, V. ; GARCIA, O. ; MARTINEZ, D. L.: Mini airplane: Design, aerodynamic modeling and stability. En: *2014 11th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE)*, 2014, p. 1–6
- [24] H. WAYNE BEATY, Donald G. F.: *Standard Handbook for Electrical Engineers*. McGraw-Hill, 2013

-
- [25] HENAO CARDONA, Claudia M.: Diseño detallado de la superficie alar y mecanismos de hipersustentación y control de un Planeador Luftwiter. (2007)
- [26] HYEON BO PARK¹†, Kee Ho Y.: Experiment and Evaluation of Solar Powered UAV by Virtual Flight System.
- [27] INCROPERA, Frank P. ; DEWITT, David P.: *Fundamentos de transferencia de calor*. Pearson Educación, 1999
- [28] JHON D. ANDERSON, JR: *Introduction to flight*. Mc Graw Hill Book Company
- [29] JHON D. ANDERSON, JR: *Fundamentals of Aerodynamics*. Ulrico Hoepli Milano, 2010
- [30] KARTHIK REDDY BUCHIREDDY SRI, Kiran Bhanu M N.: Design analysis of solar-powered unmanned aerial vehicle. En: *VIT University, School of Mechanical Engineering Mechanical Department, Vellore/Tamil Nadu, India*.
- [31] LIN FENGA, Zhang Xiaoxin a b.: Research and development of energy monitoring system for solar powered uav.
- [32] LUNA LEAL, Dave F.: Diseño y construcción de un sistema eléctrico para el apoyo al aterrizaje de un UAV. (2016)
- [33] LUNA LEAL, Dave F.: Diseño y construcción de un sistema eléctrico para el apoyo al aterrizaje de un UAV. (2016)
- [34] MARSH, H. (Ed.) ; E.A., Heintz (Ed.) ; RODRIGUEZ-REINOSO, F. (Ed.): *Introduction to Carbon Technologies*. Alicante : Universidad de Alicante, 1997
- [35] MATZAINI KATON, Wahyu K.: BWB Baseline II-E2 UAV Structural Finite Element Model and Analysist. (2011)
- [36] MILANO, Lrico H.: *The Glider*. Ulrico Hoepli Milano, 1946
- [37] MIRCEA BOȘCOIANU, Ionică C.: Aspects Regarding the Integration of Flexible Wing Concept in Small Unmanned Aerial Vehicles. En: *Sinaia, Romania* (2011)
- [38] MORA, Luís David O. ; BERMÚDEZ, Héctor Eduardo T. ; PENAGOS, Gildardo T.: Diseño y construcción de un mini-uav.
- [39] MOTT, Robert L.: *Mecánica de fluidos*. Pearson educación, 2006
- [40] MUÑOZ, Miguel A.: Manual de vuelo.
- [41] NAVARRO, Orlando: *Propuesta de implementación de aeronave no tripulada transformable*, Instituto politecnico nacional, Tesis de Grado, 2013

- [42] NELSON JAVIER PEDRAZA BETANCOURTH, John Jairo Vaca Rios Pedro David Bravo Mosquera Hernán Darío Cerón M.: Design and Manufacture of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Civilian Surveillance Missions. En: *1.Fundación Universitaria Los Libertadores, Facultad de Ingeniería Aeronáutica, Bogotá, Colombia. 2.Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia Aeronáutica, São Carlos/SP – Brazil.*
- [43] NOTH, André ; ENGEL, Walter ; SIEGWART, Roland: Design of an ultra-lightweight autonomous solar airplane for continuous flight. En: *Field and Service Robotics* Springer, 2006, p. 441–452
- [44] PERILLA, Juan Pablo A. ; SEPÚLVEDA, Jorge Iván G. ; OSPINA, Elizabeth E. ; ARENA, Andrés B. ; OSPINA, José Luis R.: Diseño de un aeromodelo radiocontrolado para simulación de misiones de vigilancia y ataque. En: *Revista Educación en Ingeniería* 4 (2009), Nr. 8, p. 70–82
- [45] RAYMER, Daniel P.: *Aircraft design: a conceptual approach and Rds-student, software for aircraft design, sizing, and performance set (AIAA Education)*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast, 2006
- [46] RIVERO, Manuel G.: Diseño de un uav ligero de propulsión eléctrica para monitorización medioambiental. En: *Escuela Superior de Ingenieros* (2010)
- [47] ROSKAM, Jan: *Airplane design*. DARcorporation, 1985
- [48] VELÁZQUEZ, Carlos: Cual pájaros al viento.
- [49] YAMAGUCHI, Masafumi: Potential and Present Status of 111-V ISi Tandem Solar Cells.
- [50] YOUNG, S. D. ; DANIELS, T. ; EVANS, E. ; DILL, E. ; DE HAAG, M. U. ; ETHERINGTON, T.: Flight simulation study of airplane state awareness and prediction technologies. En: *2016 IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2016, p. 1–11
- [51] ZHANG, Shuo ; ZHENGJIE WANG, Yang Y. ; DONG, Wenming: Generalized design and optimization of small UAV based on flight dynamic analysis. (2015)
- [52] ZURRIATI MOHD ALI, Wirachman W.: Wind tunnel testing for blended wing body aircraft with canard. (2015)