

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

(UAV Unmanned Aerial Vehicle)

YURI GIOVANNY ALVAREZ SANCHEZ



**ESCUELA DE INGENIERÍA
MECÁNICA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO-MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2014

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

(UAV Unmanned Aerial Vehicle)

YURI GIOVANNY ALVAREZ SANCHEZ

Trabajo de grado para optar por el título de
Ingeniero Mecánico

Director
M. Sc Ricardo Alfonso Jaimes Rolon

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO-MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2014

A Jesucristo quien me transformó en el hombre que soy ahora y sigue trabajando en la obra inacabada de mi vida.

A mis padres, María del Carmen Sánchez y Yuri Álvarez, a quienes tengo la fortuna de conservar y compartir este logro que también es un anhelo de su corazón.

A mi esposa Diana Poveda y a mi Hija Tania, mis dos princesas que me motivan, me soportan y me impulsan a hacer más de lo que yo creo posible.

A mi profesor y amigo Ricardo Jaimes con quien comparto la pasión por volar.

Al profesor Alfredo Acevedo quien me brindó su ayuda incondicionalmente.

A mi amigo Armando quien me enseñó muchas de sus técnicas no sólo para construir aeroplanos sino también para perseverar.

A todos mis amigos del club de planeadores RC Aeróbucaros.

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	15
1. DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO	17
1.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA	17
1.2 OBJETIVOS	19
1.2.1 Objetivo general	19
1.2.2 Objetivos específicos	19
1.3 JUSTIFICACIÓN	21
2. DISEÑO CONCEPTUAL	22
2.1 TIPOS DE VEHÍCULOS AÉREOS	22
2.1.1 Helicóptero	22
2.1.2 Multi-rotor	22
2.1.3 Avión	23
2.1.4 Dirigible	25
2.2 SELECCIÓN DEL MODELO AERONÁUTICO	25
2.3 CLASIFICACIÓN DEL AVIÓN DE ACUERDO A LA CONFIGURACIÓN ALAR	26
2.3.1 Ala Aflechada Auto-estable	26
2.4 METODOLOGÍA DE DISEÑO	27
2.4.1 Fase 1. Identificación del Problema.	27
2.4.2 Fase de Construcción Conceptual.	28
2.4.3 Construcción y validación.	29
2.5 ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN	29
2.5.1 Alternativa de diseño conceptual número 1.	30
2.5.2 Alternativa de diseño conceptual número 2.	30
2.5.3 Alternativa de diseño conceptual número 3.	31
3. INGENIERÍA DE DETALLE	32
3.1 CAPACIDAD DE CARGA ÚTIL	32
3.2 SIMULACIONES DEL MODELO REALIZADAS CON EL SOFTWARE XFLR5	32
3.3 PRUEBA DE CONCEPTO	39
3.4 MODELAMIENTO EN SOFTWARE DE DISEÑO CAD	49
3.5 CÁLCULO DE FUERZAS Y DINÁMICA DEL MODELO	52
3.5.1 Dinámica del vehículo	55
3.6 ANÁLISIS AERODINÁMICOS DEL MODELO, POTENCIA Y ENERGÍA NECESARIA	59

3.5.1 Selección de la planta motriz	72
3.7 RESISTENCIA, SEGURIDAD Y FALLA	80
3.7.1 EVALUACION DEL DESEMPEÑO DEL PROTOTIPO	80
3.7.2 APLICACIÓN DE LOS RESULTADOS AL DISEÑO A ESCALA REAL	85
3.7.3 Simulación de las cargas del Ala	89
4. TÉCNICA DE CONSTRUCCIÓN	94
4.1 Construcción de estructuras a partir de elementos cortados con láser.	94
4.2 Construcción de superficies aerodinámicas recubiertas a partir de Núcleos de icopor.	96
4.3 Uso de materiales compuestos para refuerzo estructural y cubierta.	97
4.4 Uso de materiales no convencionales. Espuma de Polipropileno Expandido.	100
5. VALIDACIÓN Y RESULTADOS DE LOS PROTOTIPOS	102
5.1 PRUEBAS RADIO CONTROLADAS	104
5.2 PROTOCOLO DE PRUEBAS	106
5.2.1. Balanceo del centro de gravedad.	106
5.2.2. Prueba de centro de masa con lanzamiento Bungee sin motorización ni balanceo automático.	107
5.2.3. Corrección del centro de masa Teórico.	108
5.2.4. Lanzamiento motorizado con Estabilización automática para vuelo de evaluación preliminar.	108
5.2.5. Correcciones mecánicas o electrónicas como resultado del vuelo de evaluación.	108
5.2.6. Vuelo de prueba, automáticamente balanceado y pilotado manualmente.	108
5.3 FICHA TECNICA DEL VEHÍCULO AÉREO	112
7. OBSERVACIONES	115
8. TRABAJOS FUTUROS	116
BIBLIOGRAFÍA	117

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Movimientos permitidos en un Helicóptero.	22
Figura 2 . Multi – rotor de cuatro (4) hélices	23
Figura 3. Ejes de movimiento de un avión.	24
Figura 4. Movimientos permitidos en un avión.	24
Figura 5. Dirigible.	25
Figura 6. Diagrama de flujo del proceso inicial de diseño.	29
Figura 7. Diseño Conceptual 1. Avión fuselado con ala alta y empenaje en V. Movimiento en 3 ejes.	30
Figura 8. Diseño Conceptual 2. Ala aflechada con cabina para equipos. Movimiento en dos ejes.	31
Figura 9. Diseño Conceptual 3. Ala aflechada con cabina para el equipo. Movimiento en los 3 ejes.	31
Figura 10. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de elevación (CL) contra el coeficiente de arrastre (CD).	33
Figura 11. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de elevación (CL) contra el ángulo de elevación (alpha).	34
Figura 12. Gráfica comparativa de los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de momento (CM) contra el ángulo de elevación (alpha).	35
Figura 13. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el cociente entre los coeficientes de elevación (CL) y el coeficiente de arrastre (CD), y el ángulo de elevación (alpha).	36
Figura 14. Distribución del arrastre inducido en el perfil alar MH-60, sin diedro ni wash-in.	37
Figura 15. Distribución del arrastre inducido para el perfil alar MH-60 bajo la configuración de diedro de 0° y wash-in de 2°.	37
Figura 16. Flujo de corriente de aire en el perfil MH-60 para la configuración de diedro y wash-in a 0°.	38
Figura 17. Flujo de corriente de aire en el perfil MH-60 para la configuración de diedro a 0° y wash-in a 2°.	38
Figura 18. Distribución de los coeficientes de presión a lo largo del ala con diedro 0° y wash in 0°.	39
Figura 19. Distribución de los coeficientes de presión a lo largo del ala con diedro 0° y wash in 2°. Fuente: Autor	39
Figura 20. Estructura construida del primer prototipo de avión.	40
Figura 21. Tren de aterrizaje implementado en el prototipo preliminar.	41
Figura 22. Definición del fuselaje utilizando polipropileno expandido (EPP).	41
Figura 23. Fuselaje definitivo para el vuelo de prueba del concepto.	42
Figura 24. Modelamiento en CAD para la distribución del equipo electrónico al interior de la prueba conceptual.	42
Figura 25. Balanceo del modelo original construido para realizar la prueba del concepto.	43
Figura 26. Rediseño de la estructura interna basados en las fallas del primer prototipo.	44

Figura 27. Representación del uso de las varillas de carbono para el anclaje y alineación de las alas al fuselaje.	44
Figura 28. Sistema de catapulta para lanzamiento de Planeadores sin propulsión.	46
Figura 29. Prueba de concepto de la catapulta utilizada para lanzamiento de los prototipos Arpegio I y Arpegio II.	47
Figura 30. Secuencia de lanzamiento con caucho Bungee Arpegio III peso 3.3 [Kg].	48
Figura 31. Modelado del fuselaje.	49
Figura 32. Disposición de la carga útil al interior del Fuselaje.	50
Figura 33. Diseño del ala del avión.	51
Figura 34. Diseño de la cubierta del fuselaje basado en el perfil seleccionado GOE744.	51
Figura 35. Modelado en CAD completo del vehículo.	52
Figura 36. Coeficiente de elevación total vs ángulo de ataque para el perfil MH60. Analizado en XFLR5 con número de Reynolds=525000.	54
Figura 37. Diagrama ilustrativo para el despegue del modelo.	55
Figura 38. Diagrama de cuerpo libre.	56
Figura 39. Diagrama de cuerpo libre con fuerzas de 4.4 G.	57
Figura 40. Diagrama de cuerpo libre con fuerzas de 4.4 G durante maniobras.	57
Figura 41. Diagrama de esfuerzos totales producidos durante el vuelo.	59
Figura 42. Potencia real medida del modelo.	66
Figura 43. Medición de la potencia real consumida en el tercer prototipo.	69
Figura 44. Desempeño de las hélices contra el voltaje de alimentación.	71
Figura 45. Desempeño de las hélices contra la corriente consumida.	72
Figura 46. Motor eléctrico brushless seleccionado como planta motriz.	76
Figura 47. Hélices seleccionadas para la planta alar.	77
Figura 48. Spinner seleccionado para la hélice doble pala.	77
Figura 49. Baterías para la planta motriz Zippy Compact 4000 mAh 5S.	78
Figura 50. Turnigy TGY-S712G Servo para Alas delgado de aluminio.	79
Figura 51. Estudio de resistencia de la estructura del fuselaje sin chapa interior.	80
Figura 52. Estudio de resistencia de la estructura interna del fuselaje con contrachapado interno.	81
Figura 53. Refuerzo estructural realizado con la tela de kevlar con fibra de carbono.	82
Figura 54. Daño estructural del fuselaje luego de un accidente.	82
Figura 55. Falla producida en el borde estructural de refuerzo lateral ubicado para concordar con el perfil alar.	83
Figura 56. Falla frontal en el modelo producido por el choque a alta velocidad.	84
Figura 57. Simulación para el cambio de elevación a fuerzas 4G.	85
Figura 58. Simulación para el gancho bungee.	86
Figura 59. Cargas para simulación de elevación con fuerzas de 4G.	87
Figura 60. Fuerzas Simuladas en el Fuselaje.	87
Figura 61. Cargas adicionales para la simulación del lanzamiento.	88
Figura 62. Áreas rígidas y juntas de bisagra para simulación.	90
Figura 63. Recorte de material para evitar conflictos de mallado.	90
Figura 64. Cargas aplicadas al ala Sustentación y arrastre.	91
Figura 65. Distribución de esfuerzos en los elementos del ala.	92
Figura 66. Distribución del factor de seguridad en las Bayonetas.	93
Figura 67. Esfuerzos en la estructura interna del ala.	94
Figura 68. Corte en láser de la estructura interna del fuselaje.	95
Figura 69. Corte en láser de la tela Kevlar y carbono para el refuerzo de las piezas laterales del fuselaje y costillas de anclaje de las alas.	96

Figura 70. Corte de núcleo de icopor.	96
Figura 71. Máquina de corte de Poli estireno Expandido.	97
Figura 72. Refuerzo de la estructura con material compuesto.	98
Figura 73. Diseño de la cubierta del fuselaje del tercer prototipo construido.	99
Figura 74. Proceso de construcción de la cubierta del modelo.	99
Figura 75. Ensamblaje con EPP en el fuselaje.	100
Figura 76. Prototipo 3 alternativo con recubierta del fuselaje hecha en fibra de vidrio.	100
Figura 77. Distribución interna de los elementos de control y la planta motriz del modelo.	104
Figura 78. Prueba del accidente ocurrido al modelo por no poseer la visibilidad adecuada.	105
Figura 79. Balanceo realizado con “CG Machine Great Planes” al modelo definitivo.	106
Figura 80. Lanzamiento del modelo Arpegio 2.4 para verificar el centro de gravedad.	107
Figura 81. Grafica de parámetros medidos en vuelo balanceado.	109
Figura 82. Secuencia de lanzamiento con el centro de gravedad ajustado.	110
Figura 83. Secuencia de Aterrizaje.	111
Figura 1. Dimensiones y Características del Arpegio 2.4	113

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Configuración de las alas según su posición respecto el fuselaje	26
Tabla 2. Resultados de la constante elástica para el funcionamiento de la catapulta.	47
Tabla 3. Proporción del peso total de un avión liviano con peso vacío y peso del combustible.	53
Tabla 4. Factores de carga límite según la FAA.	56
Tabla 5. Parámetros de diseño inicial.	62
Tabla 6. Parámetros del primer modelo construido.	64
Tabla 7. Parámetros de construcción del segundo modelo.	68
Tabla 8. Parámetros del modelo alternativo de menor peso del tercer prototipo.	70
Tabla 9. Comparación cuantitativa de las plantas motrices tanto para un motor eléctrico como para un motor a combustión.	75
Tabla 10. Cronograma de actividades, pruebas y construcción de los modelos.	103
Tabla 11. Resumen de características del modelo Arpegio III obtenidas con ayuda del sistema telemétrico y de registro del piloto automático.	106
Tabla 12. Resumen de características del modelo Arpegio 2.4 obtenidas con ayuda del sistema telemétrico y de registro del piloto automático.	111
Tabla 13. Ficha técnica de los parámetros importantes para el el uso del Vehículo	112

LISTA DE ANEXOS

Anexo A, Dimensionamiento preliminar	122
Anexo B, Instrucciones básicas de construcción del arpegio 2.4	133
Anexo C, Planos	140

RESUMEN

TITULO: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV Unmanned Aerial Vehicle)*

AUTOR: ALVAREZ SANCHEZ, Yuri Giovanny

PALABRAS CLAVES: Vehículo Aéreo, UAV, diseño aeronáutico, modelo aerodinámico, avión, energía del vuelo, construcción de aeromodelo.}

Descripción: En este documento se completa el proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado partiendo desde el modelo conceptual como solución a requerimientos específicos de carga útil, construcción, autonomía de vuelo y restricciones de la ley aeronáutica colombiana, se plantea un modelo matemático para entender los parámetros energéticos más relevantes que tienen implicaciones en las decisiones y variables del diseño. Se recogen los datos más representativos producto de la utilización del sistema de telemetría y auto piloto que se instaló en algunos de los prototipos cuyo valor se hace notable al calibrar y validar dicho modelo matemático propuesto, así mismo se propone un modelamiento CAD para encontrar la solución geométrica tridimensional a los parámetros necesarios para lograr la maniobrabilidad y auto estabilidad aerodinámicas necesarias para complementar el trabajo de automatización del vuelo.

Se describen los procesos de validación y pruebas así como los resultados a los que se sometieron los múltiples prototipos necesarios para llegar al diseño presentado como “Arpegio 2.4” el cual es el producto de este trabajo de grado. Se proponen múltiples técnicas de construcción económicas al alcance de la tecnología local y acordes con la solución geométrica propuesta del vehículo aéreo, También se incluyen, una ficha técnica para el uso de dicho vehículo bajo diferentes condiciones energéticas y peso, una guía básica de construcción del aeroplano y planos detallados para su producción.

* Proyecto de grado

** Facultad de ingenierías físico mecánicas, Ingeniería Mecánica. Director: M.Sc. Ricardo Alfonso Jaimes Rolon

ABSTRACT

TITLE: DESIGN Y BUILD OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE UAV (Unmanned Aerial Vehicle)*

AUTHOR: ALVAREZ SANCHEZ, Yuri Giovanni

KEY WORDS: Aerial Vehicle, UAV, Aeronautical design, Aerodynamic model, airplane, Flying Energy, airplane model build.

Description: In this document the design of an Unmanned Aerial Vehicle is accomplished beginning from the concept model as a solution for specific requirements of payload, build, flying Autonomy and the restrictions of the Colombian aeronautical law, a mathematical model is presented to understand the most relevant parameters that have implications on the decisions an design variables. The most representative data is collect as a product of the telemetry system utilization and the auto pilot that was installed in some of the prototypes which value is notice when calibrates and validates the mentioned mathematical model presented, same way a CAD modeling is proposed to find a geometrical tridimensional solution to get the maneuverability and the auto stability needed to complement the flying automatization work.

The validation process and tests are describe same way as the results which the multiple prototypes were subject to get to the design shown as “Arpegio 2.4” which is the product of this graduation project. Multiple less expensive build techniques are propose they can be reach by the local technology and they are according the proposed geometrical solution of the aerial vehicle, It also includes, a technical chart for the use of the vehicle under different weight and energetic conditions, a basic guide for the airplane build and detailed plans for it’s production.

* Graduation Project

** Physics-Mechanical Faculty, Mechanical Engineering. Director: M.Sc. Ricardo Alfonso Jaimes Rolon

INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) son utilizados en diferentes campos, desde aplicaciones particulares de exploración, hasta aquellas con fines militares para reconocimiento de terreno enemigo, pasando por aplicaciones civiles de búsqueda y rescate de personas en situaciones de desastres naturales.

Siendo estas aeronaves de gran versatilidad, algunos institutos gubernamentales locales [1] se encuentran adquiriendo dicha tecnología de mano de obra extranjera. Los modelos comerciales presentan altos costes de adquisición y mantenimiento [2][3], su reparación en caso de averías o accidentes, implica en varias ocasiones una reconstrucción del modelo entero, en lugar de piezas modulares [4]. El diseño de un prototipo de UAV que permita ser separado en módulos para su fácil reparación, transporte, mantenimiento y ensamblaje permitiría la reducción en los costos ya mencionados.

Aunque la concepción en lo general del significado de un UAV es que son vehículos completamente autónomos, su definición realmente implica que únicamente no posee pasajero al interior, sin embargo, el control de los mismos puede llevarse aún en forma manual. No obstante, esto necesariamente requiere de un piloto entrenado para tal labor, y el despegue de un modelo exige de altas habilidades para su manipulación.

El implementar estrategias de control a priori requiere no solo de una gran cantidad de habilidades para el equipo desarrollador, sino además de herramientas que permiten la simulación y puesta en sintonización de los mismos a modo que el desarrollo final resulte en un vuelo exitoso. Sin embargo, esta labor puede resultar en una tarea de alta complejidad sin el modelo identificado del aeromodelo a utilizar.

Identificar modelos no es una tarea sencilla. El estudio académico que desempeña es alto y en muchas ocasiones es trabajo de tesis doctorales. Existen diferentes artículos disponibles para la comunidad científica donde se manifiesta el uso de técnicas computacionales y matemáticas de estudiosos en el tema [5], usando teoría de control avanzada en el espacio de estados y álgebra lineal, con el fin de obtener el modelo fiel que incluya toda la no linealidad de la misma planta.

En el presente trabajo se demostrará que es posible desarrollar un aeromodelo no tripulado con un desempeño aceptable si se tiene en cuenta la oferta en el mercado actual, pero estableciendo un bajo coste en la fabricación del mismo al igual que procesos de reparación de menor

complejidad y mayor rapidez que permiten ahorrar al usuario final tiempo e inversión en el equipo comprado.

1. DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO

1.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

Diferentes acercamientos al uso de tecnología para el posicionamiento de vehículos, telemetría de los datos adquiridos por el mismo y el control automático para su maniobrabilidad se han aplicado en el campo de los vehículos aéreos no tripulados (conocidos como UAV por las siglas en inglés de *Unmanned Aerial Vehicle*), las aplicaciones comprenden un amplio rango de disciplinas, desde el campo civil como la atención y prevención de desastres, hasta la vigilancia militar y el reconocimiento del terreno enemigo.

La vicerrectoría de investigación y extensión de la Universidad Industrial de Santander (VIE – UIS) fomenta la consolidación del grupo de investigación CEMOS de la misma universidad, en modalidad de articulación y apoyo con la empresa EYE Ingeniería la cual, desde el 2006, ha incursionado en el uso de instrumentos y modelos aeronáuticos para lograr el seguimiento de trayectorias en forma autónoma, pero los resultados evidencian la necesidad de un proceso de diseño completo y apropiación de la tecnología necesaria para obtener el modelo matemático con el cual se pueda describir el comportamiento del UAV y así, lograr los resultados deseados acordes a las exigencias del mercado potencial.

Por tanto, se requiere la apropiación de la tecnología necesaria para desplazar un UAV desde un punto dado hasta otro punto establecido en el espacio, con una trayectoria rectilínea uniforme en dos dimensiones (sin considerar el control de altura) basado en modelos matemáticos aproximados al modelo real, que permitan el control del vehículo con precisión y eficacia satisfactorias.

Existe una gran variedad de vehículos aéreos disponibles en el mercado con características de desempeño variables de acuerdo a la región y los requerimientos técnicos propios dados por el fabricante [1]. Algunas de estas características son fácilmente adaptables, prescindibles o no deseables para aplicaciones específicas en el campo del vuelo no tripulado controlado electrónicamente y de forma autónoma.

El modelamiento matemático de estos vehículos es una tarea de arduo trabajo [6] teniendo en cuenta que no se poseen los instrumentos y herramientas adecuados, tales como un túnel de viento, con el cual se podrían obtener datos imprescindibles para el modelo, tal como el perfil aerodinámico, el desempeño con carga útil, la capacidad de carga útil, entre otros, todo esto sumado a los problemas que presuponen una ingeniería

inversa para obtenerlos, lo cual violaría las leyes que rigen la propiedad intelectual.

Modelos especializados de UAV están siendo utilizados en campos como reconocimiento aéreo, atención y prevención de desastres, operaciones militares y policíacas, fotografía aérea, geología e ingeniería civil entre otros. Pero el costo de los vehículos, el uso de las patentes y de los equipos presentan varios de los mayores obstáculos para su adaptación a las necesidades regionales tanto a nivel técnico como en el ámbito económico, esto sin menospreciar el valor añadido que tiene el apropiarse del conocimiento para suplir una necesidad tecnológica con proyección a ser competitiva en un mercado potencial [4].

Este trabajo de grado está enfocado en obtener un vehículo aéreo no tripulado con características y especificaciones establecidas el cual será la planta de instrumentación para complementar un trabajo de grado paralelo realizado en la escuela de ingeniería electrónica y como parte del proyecto de investigación con número interno 5564 de la VIE, dirigido por el profesor asociado Alfredo Rafael Acevedo Picón.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo general

Utilizar y adecuar los conocimientos en procura del progreso y mejoramiento de la calidad de vida de la comunidad y el desarrollo de la industria con el DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO para volar autónomamente desde un punto A a un punto B en trayectoria rectilínea previamente programada y que hace parte del proyecto de investigación Diseño y Construcción de un UAV para Vuelo Autónomo, Código interno VIE 5564, cuya instrumentación estará a cargo de la escuela de ingeniería Electrónica, construcción y financiación a cargo de la empresa EYE y la Vicerrectoría de Investigación y Extensión de la UIS.

1.2.2 Objetivos específicos

Diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado con las características de vuelo autónomo, tendrá una envergadura máxima de 2.5 [m] un peso máximo de 9 [kg], despegara en una distancia menor a 80 [m] con ángulo de ascenso menor o igual a 10°, tendrá una autonomía de vuelo mínima de 30 [min], las características del vehículo son las siguientes:

- Estructura modular para un armado en menos de 5 [min].
- Carga útil no menor a 2000 [g].
- Diseño de los componentes para lograr un fácil recambio de partes, transporte y ensamblaje así como técnicas de construcción probadas y confiables.
- Peso total del vehículo menor a 25Kg para cumplir con las reglamentaciones de la **Aeronáutica Civil, Unidad Administrativa Especial**, resolución número 05545 del diciembre 26 de 2003.
- Techo máximo de 150m según **Aeronáutica Civil, Unidad Administrativa Especial**, resolución número 05545 del diciembre 26 de 2003.
- Distancia de despegue menor a 80 [m]
- Velocidad de despegue menor o igual a 50 [Km/h]
- Planta motriz y autonomía de vuelo no menor a 30 [min].

- Potencia máxima entre 1.5 – 3.5 [Hp]
- Velocidad de crucero 70 [Km/h]
- Simular y evaluar los componentes principales con la ayuda del software XFLR5 v6.08 de código abierto y distribución gratuita, utilizado anteriormente en tesis de doctorados en aeronáutica.
- Construcción de un prototipo de escala menor o igual para la evaluación de componentes y rediseño antes del producto final.
- Diseñar y aplicar un protocolo de pruebas para medir: estabilidad, confiabilidad, autonomía de vuelo, distancia de despegue, velocidad de despegue tanto de forma autónoma como radio controlado.

1.3 JUSTIFICACIÓN

Como objeto de cooperación y consolidación del trabajo conjunto desarrollado con la empresa EYE, se ha planteado el presente proyecto para generar aeromodelos no tripulados con el acompañamiento y la apropiación tecnológica necesaria, produciendo desarrollo en el tema con contenido científico aportado por la Universidad Industrial de Santander, conociendo la potencialidad del mercado emergente que se produce a nivel nacional con el uso de los UAV para diferentes aplicaciones y segmentos como la observación y control de fronteras, el control de tráfico aéreo en zonas restringidas, apoyo a la Defensa Civil durante la observación de catástrofes aéreas o naturales, la realización de fotografía aérea como herramienta de soporte para el diseño arquitectónico o el paisajismo, la observación de cultivos ilícitos, apoyo repetidor de comunicaciones y el control aviario entre otros.

Las reglamentación para vehículos aéreos de este tamaño con peso menor a 25 [Kg] es flexible, no son considerados aeronaves y no se requieren de licencias para su operación siempre y cuando se cumpla con lo dispuesto por la Aeronáutica Civil, Unidad Administrativa Especial en su resolución número 05545 del diciembre 26 de 2003, donde se regulan este tipo de aeromodelos en cuanto a condiciones especiales de construcción y de operación, sin embargo la metodología de diseño que se utilizará en este trabajo de grado es aplicable y adaptable a vehículos aéreos de mayor tamaño.

2. DISEÑO CONCEPTUAL

2.1 TIPOS DE VEHÍCULOS AÉREOS

2.1.1 Helicóptero

Este tipo de máquina aérea aplica su utilidad en situaciones donde no se encuentra disponible una pista de despegue. Posee una alta versatilidad en cuanto a su maniobrabilidad y puede desplazarse en cualquier dirección de un sistema de coordenadas de tres ejes. Estas características logran que sea una propuesta inadecuada para cumplir con las necesidades propuestas pues el sistema de control debe poseer gran robustez por causa de las variables a monitorear, entre estas las revoluciones del motor, el paso de las aspas, la velocidad en los tres ejes, la posición en el espacio, esto es, el nivel en dos ejes, la velocidad de rotación en el eje vertical dado por su timón, requiriendo de esta forma un control robusto para mantener una trayectoria rectilínea.

El mantenimiento mecánico y electrónico de un Helicóptero es una barrera técnica para su empleo a gran escala, esto además de reducir su confiabilidad por el número de mecanismos y piezas propensas a fallar, en especial en este caso presentado, cuando el sistema de control será un prototipo y dichas variables se deben minimizar.

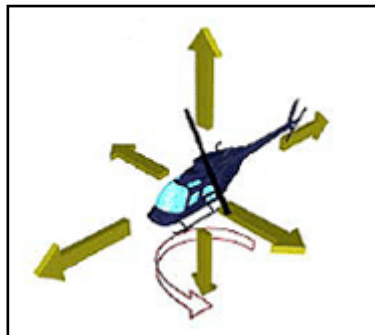


Figura 2. Movimientos permitidos en un Helicóptero.

Fuente: [7]

El gasto energético de un helicóptero es alto, debido a que la única superficie de sustentación involucrada son las aspas del rotor principal, haciéndolo poco eficiente.

2.1.2 Multi-rotor

Los multi-rotores poseen características deseables en eventos donde evitar obstáculos o evadir ciertas trayectorias son requeridas, son utilizados ampliamente donde la alta densidad de edificios, cuerdas eléctricas y obstáculos hacen del uso de algún otro vehículo aéreo impráctico, su desempeño es similar al de un helicóptero, su principal desventaja es el alto consumo energético, puesto que la sustentación la logra con efecto de acción-reacción de las corrientes de aire generadas por los motores sin poseer alguna superficie sustentadora que genere un efecto aerodinámico en su beneficio.



Figura 3 . Multi – rotor de cuatro (4) hélices
Fuente: [8]

Teniendo en cuenta que la Aeronáutica Civil prohíbe la navegación sobre edificaciones o personas, su aplicación no es viable para este trabajo de grado.

2.1.3 Avión

Los aviones tienen una ventaja comprobada en cuanto a su eficiencia para el transporte de grandes masas a pesar de ser máquinas que no alcanzan a superar la mitad de su propio peso en carga útil, poseen la ventaja de utilizar grandes superficies de sustentación por lo cual aprovechan el efecto aerodinámico para sostener su peso, siendo más eficientes que las otras máquinas ya mencionadas mejorando su autonomía de vuelo y por ende maximizando las distancias alcanzadas.

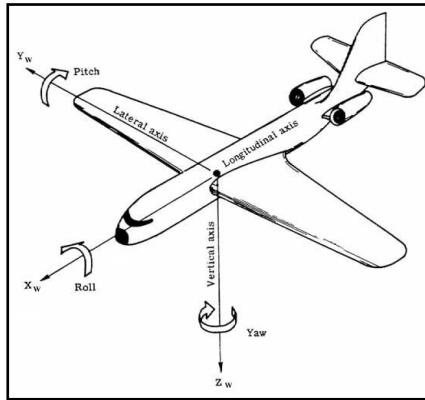


Figura 4. Ejes de movimiento de un avión.
Fuente: [9]

Su maniobrabilidad se ve disminuida en comparación con los helicópteros o multi-rotors dado que su aerodinámica exige que su desplazamiento conserve direcciones y velocidades de vuelo limitados, disminuyendo en mayor proporción cuando se requiere de una alta capacidad de carga puesto que las exigencias en la resistencia mecánica de sus componentes poseen límites.

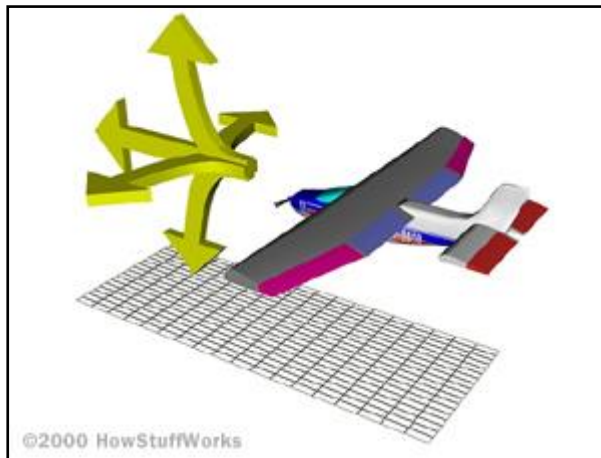


Figura 5. Movimientos permitidos en un avión.
Fuente: [10]

Sus bondades aerodinámicas saltan a la vista, puesto que es capaz de volar en una dirección sostenida sin dificultad además su diseño le permite una alta estabilidad, lo cual hace que la estrategia de control sea más sencilla de implementar.

2.1.4 Dirigible

El dirigible es adecuado para alcanzar grandes alturas sin dificultad, su eficiencia energética es superior a los modelos anteriormente mencionados, no obstante, la capacidad de carga es proporcional a su volumen, por ello se puede alcanzar un límite proporcional a la capacidad tecnológica para su construcción, sin embargo, su volumen hace casi imposible mantener una trayectoria rectilínea, debido a que estas grandes máquinas flotantes están sujetas a los vientos y condiciones atmosféricas. Todo esto además, la Aeronáutica Civil establece como techo máximo 150m desde el piloto o control, con lo cual mantener esta altura es un desafío técnico que no le compete a este trabajo de grado.

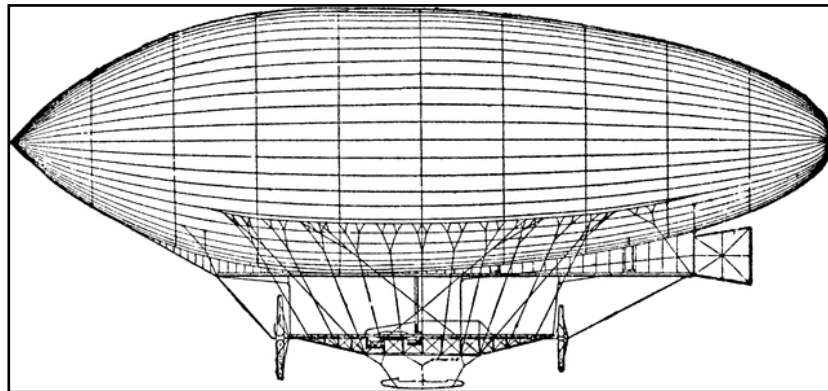


Figura 6. Dirigible.
Fuente: [11]

2.2 SELECCIÓN DEL MODELO AERONÁUTICO

El vehículo aéreo seleccionado para completar con los objetivos del trabajo de grado presente será un avión, clasificado como UAV de nivel 1 [12], aprovechando el vasto material bibliográfico y las capacidades de este tipo de vehículo, este es el que muestra una mayor competencia para suplir las necesidades tanto técnicas de construcción como tecnológicas para la instrumentación y validación del diseño.

2.3 CLASIFICACIÓN DEL AVIÓN DE ACUERDO A LA CONFIGURACIÓN ALAR

2.3.1 Ala Aflechada Auto-estable

El ala aflechada auto-estable, entre las cuales está incluida el ala delta, es un tipo de ala compacta y confiable. Su diseño minimalista hace de esta un candidato perfecto para la aplicación en este trabajo de grado pues con la misma se logra cumplir varias de las metas propuestas, tales como portabilidad, recambio de piezas, facilidad de construcción y economía de fabricación, considerando que es un ala pura, al no poseer otras superficies además de las necesarias para su sustentación y control. El desafío se encuentra en obtener una distribución adecuada de las superficies y un perfil aerodinámico que cumpla con los requerimientos de carga y de estabilidad.

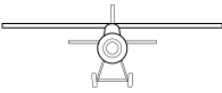


Ala alta	Esta denominación la reciben las aeronaves cuya posición de las alas relativa al fuselaje está en la sección superior, otorgando una vista del suelo de mayor amplitud.	Se puede comparar con un péndulo simple pues su cuerda se encuentra sujeta por encima del centro de gravedad, con este efecto físico el avión posee tendencia a nivelarse en posición alas arriba para hallar el equilibrio de fuerzas y masa.	
Ala media	La ventaja más significativa de este tipo de ala está en la maniobrabilidad y agilidad de la aeronave, pues al estar el centro de gravedad muy cerca a la cuerda de la raíz del ala, la inercia generada es menor y los rollos (giros alrededor de su eje longitudinal) son mucho más rápidos.	Se puede comparar a una esfera que rueda libremente en un plano horizontal, donde no hay predisposición a retornar a un punto inicial.	
Ala baja	La posición en la sección baja del fuselaje hace de esta configuración una de las más inestables y es comparable con un péndulo invertido, pues el centro de gravedad está situado por encima del punto de apoyo.	Esta configuración es muy útil en aeronaves donde la inestabilidad sea una característica deseable como aviones acrobáticos y aviones tipo caza para combate aéreo.	

Tabla 1. Configuración de las alas según su posición respecto el fuselaje Fuente: Autor

2.4 METODOLOGÍA DE DISEÑO

Este trabajo de grado contempla 3 fases generales para el cumplimiento de los objetivos planteados.

2.4.1 Fase 1. Identificación del Problema.

Dentro de esta fase se plantean las características propias de la planta alar. Estas son las especificaciones técnicas que conlleva a medir el éxito del trabajo realizado. Las características definidas en esta fase son las siguientes:

a. Rango y techo del avión.

La altura máxima a la que el modelo podrá elevarse a partir del piloto en tierra, y la distancia máxima que cubrirá en distancia terrestre.

b. Potencia Disponible

La potencia máxima que deberá consumir para efectuar la maniobra de vuelo con la autonomía dada, y la necesaria para despegar del suelo.

c. Carga útil

Los elementos electrónicos de control, manejo y emergencia que serán instalados en el avión, además de aquellos propios de la misión para la que sea diseñado, por ejemplo, una cámara fotográfica.

d. Estabilidad

Los parámetros aerodinámicos que serán sujetos de modificaciones para alcanzar el vuelo autónomo y la implementación de la estrategia de control utilizable como herramienta para verificación de los objetivos y variables a considerar.

e. Distancia de despegue y aterrizaje

Estrategia de despegue y aterrizaje acordes con las necesidades del vehículo y de sus aplicaciones, así como la implementación en el vehículo de pruebas.

2.4.2 Fase de Construcción Conceptual.

En esta fase sólo se definen a modo de concepto los parámetros que serán usados para construir el modelo. El tipo de ala, la clase de propulsión, entre otros que serán evaluados mediante software de simulación para verificar su rendimiento y correcta selección. Estos son:

a. Forma del Fuselaje

Consiste en seleccionar la forma y función y lograr a partir de esto una fusión estructural y aerodinámicamente posible para su implementación en el vehículo así como máxima practicidad en la técnica de construcción aplicable a este componente.

b. Tipo de ala.

En esta fase se analizarán los parámetros más influyentes en el diseño del ala así como también se evaluará su desempeño a hacer variaciones de los ya mencionados parámetros hasta lograr la satisfacción de los objetivos propuestos.

c. Selección del tipo de perfil aerodinámico.

Al hacer comparaciones entre varios perfiles recomendados para la aplicación se puede llegar a mejorar considerablemente tanto el desempeño energético como el aerodinámico sin dejar de lado las consideraciones de resistencia mecánica del ala pues esta es interdependiente con su forma.

d. Selección del tipo de planta motriz.

El motor (o los motores) necesarios para elevar el modelo. La clase de motor, la fuente de energía, la potencia necesaria, el lugar donde será ubicado y las consideraciones de confiabilidad y asequibilidad.

e. Configuración del tren de aterrizaje.

El tipo de tren de aterrizaje o mecanismo de despegue que será empleado en los prototipos durante las pruebas para evaluar su correcto funcionamiento y aplicación al diseño del vehículo.

f. Tipo y configuración de las superficies de cola.

Se definirán las superficies necesarias para la maniobrabilidad y estabilización del vehículo.

2.4.3 Construcción y validación.

En esta fase se procede a construir el prototipo a partir de los parámetros ya seleccionados. De la misma forma se procede a validar el diseño para rectificar la correcta selección de la planta. En la fase de validación del prototipo se harán vuelos radio controlados con el fin de evaluar su desempeño en cuanto a estabilidad, distancia de despegue, cambio de trayectoria al enfrentar condiciones climáticas adversas, capacidad de carga útil, rango, duración del vuelo, velocidad de despegue y velocidad mínima de vuelo.

De esta forma el diseño recurrente será implementado para este trabajo de grado y pasa a ser un proceso cíclico en el que se evalúan las decisiones tomadas, rectificando para obtener el punto de equilibrio en el que el modelo tendrá el rendimiento deseado.

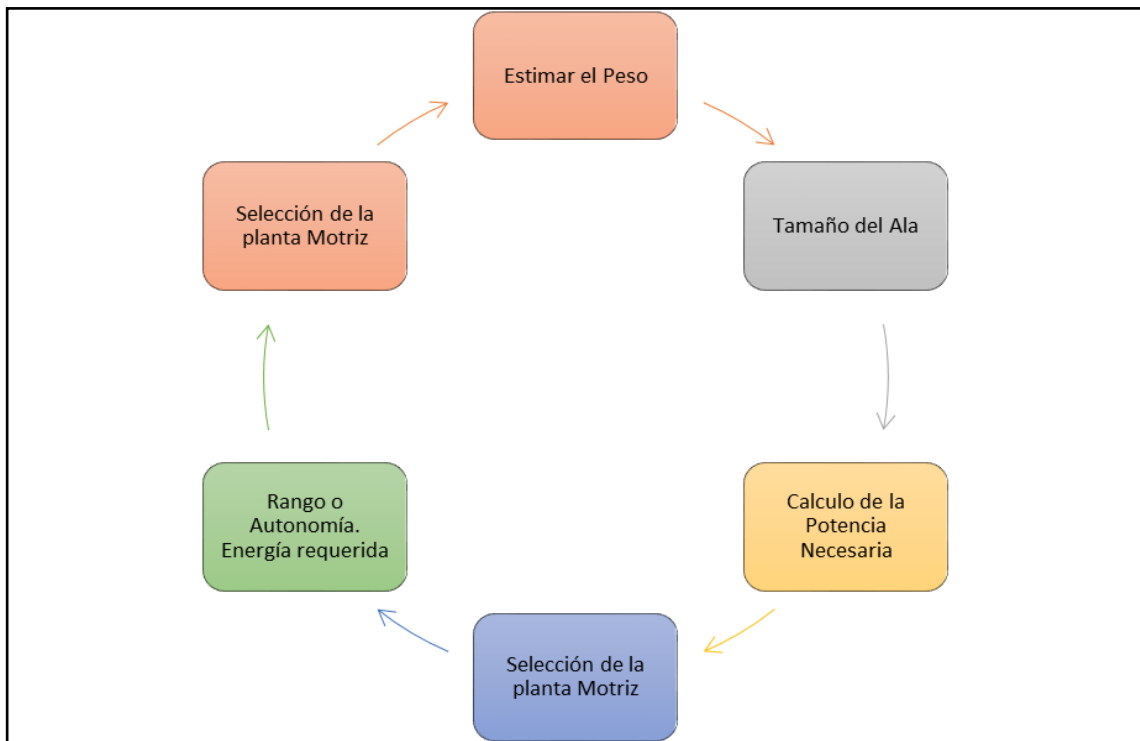


Figura 7. Diagrama de flujo del proceso inicial de diseño. Fuente: Autor

2.5 ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN

Considerando lo presentado, se diseñará un avión de ala aflechada auto-estable, pues esta configuración permite alcanzar grandes velocidades en modelos sin cola, sin que se presente el efecto llamado balanceo del holandés [13][14]. La capacidad de carga útil será de 2000 [g]. Esta ala será

fácil de transportar, con una planta motriz de propulsión trasera (tipo pusher), diseñada y seleccionada en base a elementos modulares, de fácil ensamblaje, con maniobrabilidad adecuada, estabilidad con características aceptables y entrada en pérdida predecible, seleccionando y comparando la planta motriz de combustión y eléctrica más confiable, asequible y eficiente para este propósito, utilizando un perfil aerodinámico adecuado para resistir los vientos cruzados y mantener una trayectoria rectilínea que le permita aterrizar y despegar en una distancia segura menor a 80 [m]. Para ello son presentadas tres alternativas de solución.

2.5.1 Alternativa de diseño conceptual número 1.

El primero diseño conceptual es un UAV con perfil aerodinámico en el fuselaje para baja incidencia de arrastre lateral y espacio útil en el frente del fuselaje para la instrumentación. La configuración alar es de ala alta. Se estima un balance adecuado entre la carga útil y la cola del avión, empenaje en V para mayor eficiencia energética y eficacia de las superficies de control. Facilidad para mantenerse en línea recta por el uso del timón de cola y alerones. Gran envergadura para aprovechar las corrientes térmicas y dinámica de los vientos comunes en nuestra región andina. Envergadura de 2 a 3 metros.

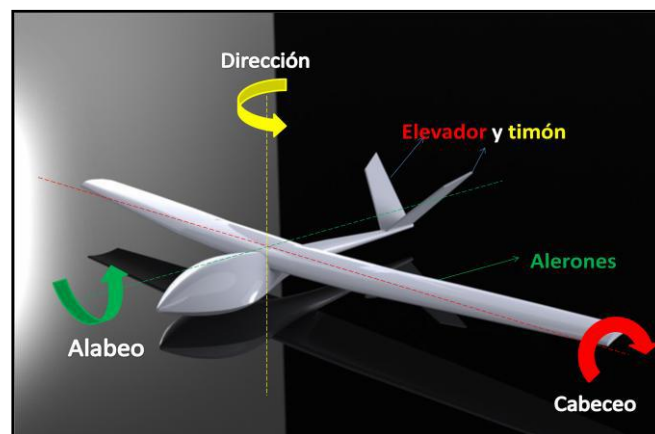


Figura 8. Diseño Conceptual 1. Avión fuselado con ala alta y empenaje en V. Movimiento en 3 ejes. Fuente: Autor

2.5.2 Alternativa de diseño conceptual número 2.

La segunda propuesta ofrece un ala aflechada maniobrada con solo dos superficies de control para los ángulos de alabeo y cabeceo. Es un UAV compacto fácil de transportar, fácil de ensamblar, de diseño liviano, consistiendo básicamente en un ala pura con compartimento de carga en el frente. El balanceo es logrado con la planta motriz y el aflechamiento de las alas. La envergadura es de 2 a 2.5 [m].

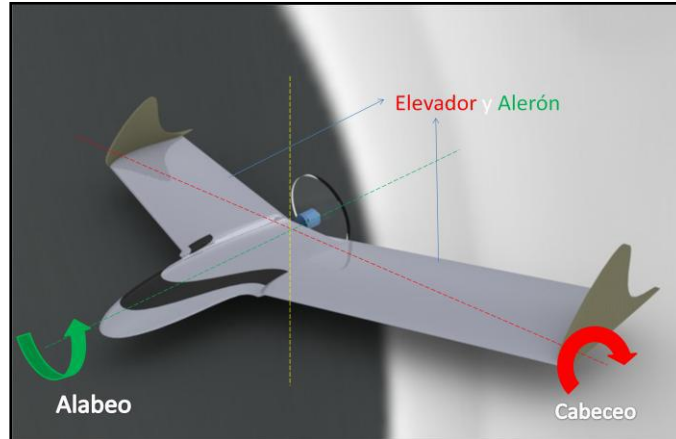


Figura 9. Diseño Conceptual 2. Ala flechada con cabina para equipos. Movimiento en dos ejes. Fuente: Autor

2.5.3 Alternativa de diseño conceptual número 3.

El tercer diseño está basado en el concepto 2. Un ala flechada con posibilidad para el control de trayectoria dado por el timón delantero que puede ser acoplado según las condiciones meteorológicas. Diseño de gran utilidad y tamaño compacto, con control en los 3 ejes de movimiento. Envergadura de 2 a 2.5m.

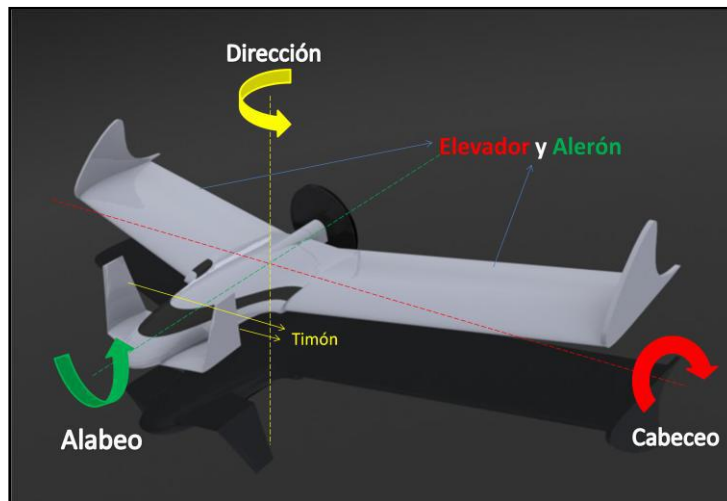


Figura 10. Diseño Conceptual 3. Ala flechada con cabina para el equipo. Movimiento en los 3 ejes. Fuente: Autor

2.6

3. INGENIERÍA DE DETALLE

3.1 CAPACIDAD DE CARGA ÚTIL

Para el diseño del Vehículo Aéreo se tendrá en cuenta el peso del siguiente equipo:

- a. Dos Ardupilots equipados con GPS y Telemetría 55 [g] c/u [Fuente: <http://diydrone.com/forum/topics/ardupilot-weight>].
 - Sistema Totalmente ensamblado APM 2.5 ArduPilot Mega 2.5
- b. Sensores: 419 [g]
 - Kit de medición de velocidad del viento MPXV7002DP
 - Sensor de Flujo Óptico ADNS-3080 optical sensor
 - Detector ultrasónico de rango MB1260 XL-MaxSonar-EZL0
- c. Dos Baterías para instrumentación y video inalámbrico, marca Nanotech, 2200 [mAh], 3 celdas, 25C. 187 [g]
- d. Cámara de navegación *fatshark* RCV922CAM. 31 [g]
- e. Transmisor de video inalámbrico de 5.8 [GHz], potencia: 500mw. 66 [g]
- f. 500 [g] adicionales para cableado accesorios de montaje protectores
- g. 500 [g] para posibles expansiones o equipo extra.

En total será una carga útil de 2000 [g]

3.2 SIMULACIONES DEL MODELO REALIZADAS CON EL SOFTWARE XFLR5

Con el objetivo de seleccionar la planta alar, esto es, el perfil aerodinámico, se realizó la simulación de los coeficientes y parámetros aerodinámicos de cada uno de los perfiles que fueron tenidos en cuenta. El perfil seleccionado a priori es el MH-45 [15], sin embargo, dadas sus características de eficiencia

para modelos livianos, es necesario verificar si existe otro perfil que proporcione mejor desempeño. Para este caso, el perfil MH-60 [16] y el MH-32 [17] son usados para ser comparados con el actual. Esta comparación se encuentra registrada en las siguientes gráficas, donde el perfil MH-32 es representado con líneas amarillas, el MH-45 con líneas azules y el MH-60 con líneas verdes.

La Figura 10 representa el coeficiente de elevación (C_L) contra el coeficiente de arrastre (o coeficiente de drag C_D).

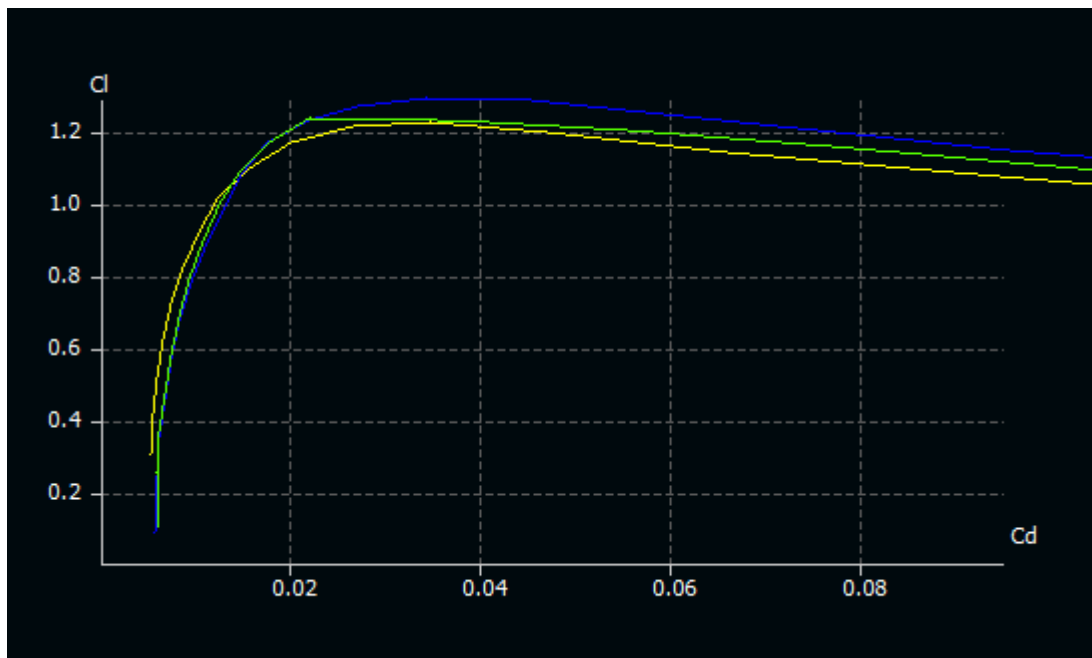


Figura 11. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de elevación (C_L) contra el coeficiente de arrastre (C_D). Fuente: Autor

Esta gráfica permite estimar la razón de la energía necesaria para la sustentación del perfil (C_L) en contra de la energía disipada producida por el levantamiento mismo del peso en la sustentación (C_D). El perfil MH-45 es la gráfica con mayor coeficiente de elevación contra el drag, seguido del MH-60, un perfil con resistencia mecánica mayor dado a su mayor espesor. El MH-32 aunque es el último en la razón de comparación, es el perfil cuya elevación se anticipa a los otros, seguido del perfil MH-60. Esta gráfica no proporciona información relevante respecto a la pertinencia para el proyecto presentado, solo brinda una idea primera respecto de la energía necesaria al levantar una carga con el perfil dado.

La Figura 11 representa la comparación de los perfiles en el coeficiente de elevación (C_L), contra el ángulo de ataque respecto a la corriente del viento (α).

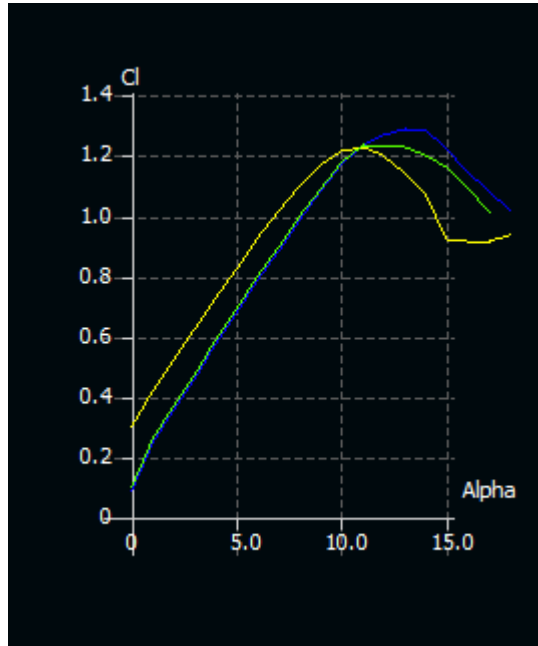


Figura 12. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de elevación (C_L) contra el ángulo de elevación (α). Fuente: Autor

En esta gráfica, el comportamiento del perfil MH-32 tiene su punto máximo en los 11° , luego del cual cae abruptamente. Si es comparada con el comportamiento del perfil MH-45, este tiene su punto superior alrededor de los 13° , luego del cual su comportamiento cae abruptamente aunque no en la misma forma que el perfil MH-32. En el intermedio de los dos perfiles se encuentra el MH-60, un perfil cuyo punto máximo se halla aproximadamente a los 12° , aunque la caída a partir de allí es mucho más suave que los otros dos perfiles alares, prolongándose en el ángulo de ataque. Físicamente hablando, este comportamiento indica que al momento del avión entrar en pérdida, es posible apreciar con antelación este fenómeno con más tiempo que al usar los otros dos perfiles, los cuales perderían la sustentación sin poder tomar la acción respectiva a tiempo. Esto es, en su punto crítico de *stall* (pérdida), el perfil permite un juego de 2.5° de ángulos a lado y lado para recuperar su estabilidad. Esto, desde el punto de vista de la estrategia de control del piloto automático, indica que la perturbación será predecible y el error generado será en menor medida si se es comparado con el rendimiento de los demás perfiles.

La Figura 12 permite observar la comparación del coeficiente de momento (C_M) contra el ángulo de elevación (α).

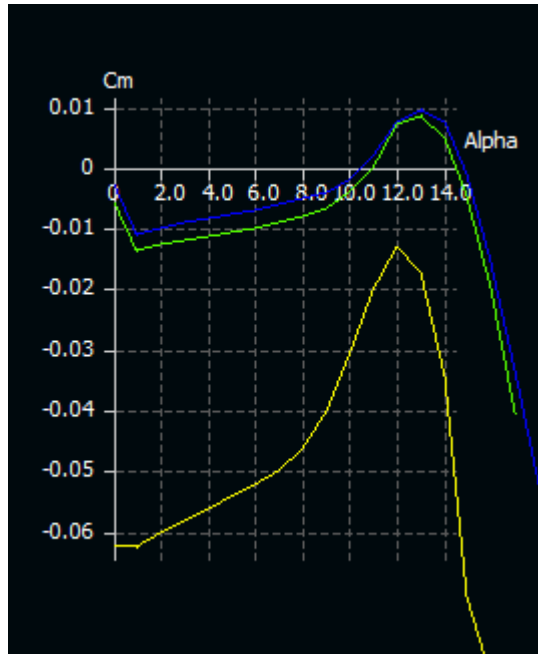


Figura 13. Gráfica comparativa de los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el coeficiente de momento (C_M) contra el ángulo de elevación (α). Fuente: Autor

En la gráfica es posible apreciar que el MH-32 nunca alcanza un valor positivo del coeficiente de momento, esto es gracias a que fue diseñado para aprovechar la dinámica de los vientos de ladera, también conocido como planeo en ladera (slope soaring), indicando que este perfil no es óptimo para un avión cuya incidencia sea positiva (nariz levantada). Por ello los planeadores dinámicos siempre vuelan con nariz en incidencia negativa, aprovechando la dinámica del viento que golpea contra la ladera que ofrece una componente vertical de velocidad. Es un efecto parecido al que utilizan los surfistas en las olas del mar.

Los otros dos perfiles alcanzan un valor positivo de este coeficiente al pasar por encima de los 10° aproximadamente. Esto indica que los perfiles pueden ser usados en modelos motorizados, permitiendo que la elevación del modelo sea posible aprovechando la propulsión del modelo.

La Figura 13 muestra el cociente entre el coeficiente de elevación (C_L) y el coeficiente de arrastre (C_D), y el ángulo de elevación (α).

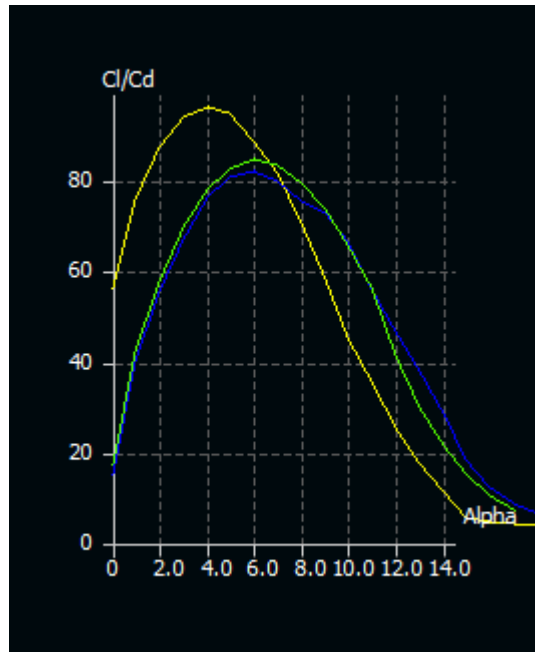


Figura 14. Gráfica comparativa entre los perfiles MH-32 (línea amarilla), MH-45 (línea azul) y MH-60 (línea verde), evaluando el cociente entre los coeficientes de elevación (CL) y el coeficiente de arrastre (CD), y el ángulo de elevación (alpha). Fuente: Autor

El cociente mayor contra el ángulo de elevación lo posee el perfil alar MH-32. Este valor está en aproximadamente 95 unidades, en contra de los valores del perfil MH-45 y del MH-60 que se encuentran muy cercanos, y son de aproximadamente 85 unidades, siendo un poco mayor el MH-60 sobre el MH-45. Este cociente es conocido como la relación de planeo, la cual en el perfil MH-60 está cercano a los 6° . El MH-32, perfil diseñado para planeador, mantiene el valor máximo de planeo a los 4° . Este valor indica el ángulo al cual el modelo es eficiente para planear, esto es, en vuelos sin motor (dado el caso de una falla mecánica).

Realizando una evaluación comparativa entre las figuras presentadas, se puede concluir que el perfil alar MH-60 posee un coeficiente de planeo comparativamente aceptable al lado del perfil para planeadores MH-32 (solo de 2°), con una amplitud en estabilidad antes de entrar en pérdidas, con coeficiente de momento alar positivo para el uso de motor, y prestaciones de coeficientes de elevación adecuadas contra las pérdidas energéticas, permitiendo a este perfil ser el indicado en las prestaciones requeridas para el presente proyecto.

Para llevar a cabo las simulaciones en el software XFLR5 [18], el número de Reynolds utilizado fue de 500.000. Este valor de Reynolds fue obtenido acorde a las especificaciones del vuelo, que es la altura de vuelo (1000 [m] a 1200 [m] en la ciudad de Bucaramanga), la velocidad crucero que es de 70

[Km/h] y la cuerda del ala que es de 0.4 [M], basados en los cálculos preliminares.

Habiendo escogido este perfil se procede a optimizar la forma y el tamaño del avión, lo que será parte del proceso iterativo para obtener el resultado esperado.

La configuración del diedro y de la torsión del ala del avión (*wash-in*) también fue simulada para obtener sus características. En primera instancia se evaluó el perfil seleccionado sin *wash-in* y sin diedro (ver figura 14). La evaluación fue realizada teniendo en cuenta el flujo a través del ala y el arrastre inducido.

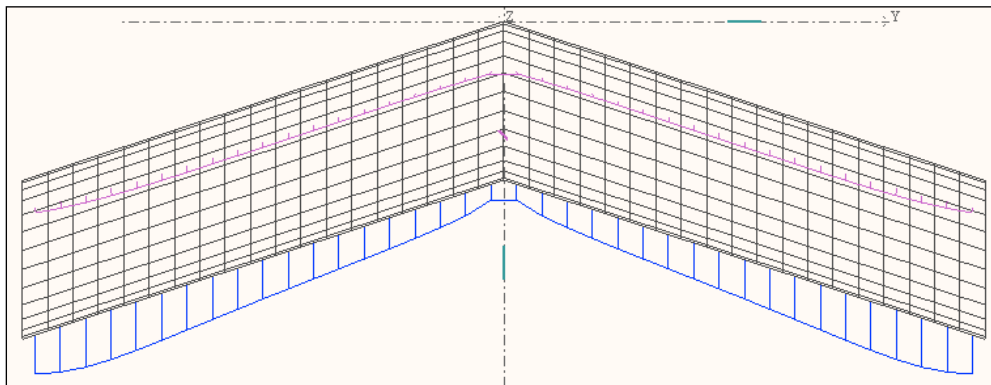


Figura 15. Distribución del arrastre inducido en el perfil alar MH-60, sin diedro ni wash-in.

Fuente: Autor

La gráfica por sí sola no produce ninguna conclusión, por lo que se hace necesario compararla con otra configuración común entre constructores de aviones a escala y diseñadores de aeromodelos. Esto es, con un diedro de 0° y un wash-in de 2° . La Figura 16 presenta la simulación bajo esta configuración.

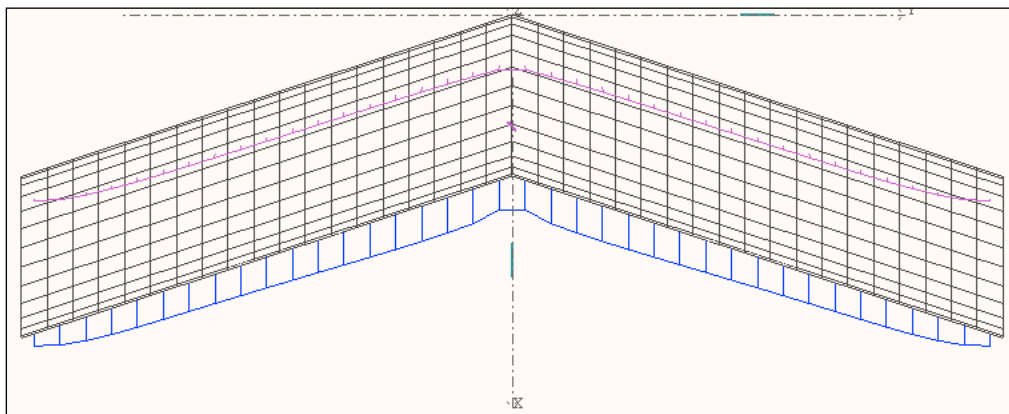


Figura 16. Distribución del arrastre inducido para el perfil alar MH-60 bajo la configuración de diedro de 0° y wash-in de 2° . Fuente: Autor

Como es posible apreciar, la distribución del arrastre inducido es menor bajo esta configuración. La zona crítica se encuentra en los extremos del ala donde la turbulencia del aire juega un papel importante para la maniobrabilidad del mismo. Como es posible apreciar, haciendo uso de esta configuración el arrastre inducido es reducido en esta zona, convirtiéndolo en una opción aceptable para el desarrollo del modelo. Aun así, se hace necesario el poder verificar bajo los mismos parámetros el flujo de corriente en el perfil. La Figura 16 expone el flujo para la configuración inicial: sin diedro, sin wash-in.

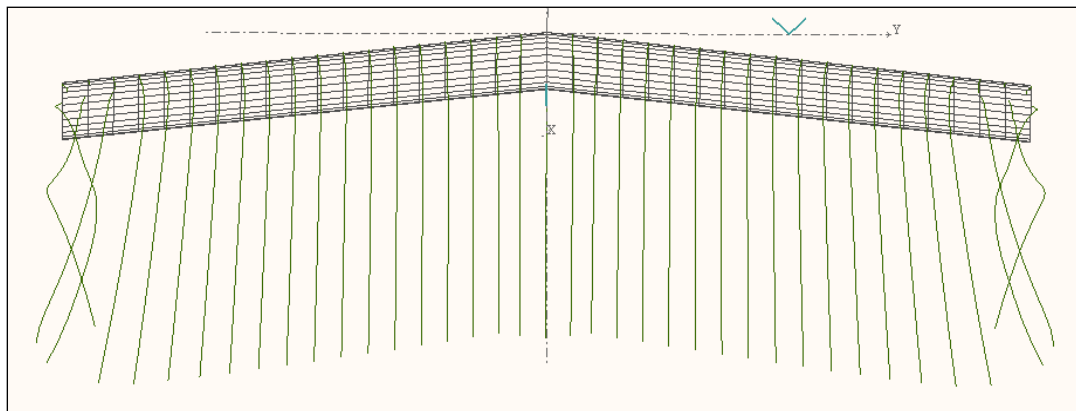


Figura 17. Flujo de corriente de aire en el perfil MH-60 para la configuración de diedro y wash-in a 0°. Fuente: Autor

Al igual que el anterior parámetro, esta gráfica no puede ser tomada como un punto de partida sin antes ser comparada con otra configuración. En la Figura 17 puede observarse el comportamiento del flujo de aire con un diedro a 0° y un wash-in a 2°.

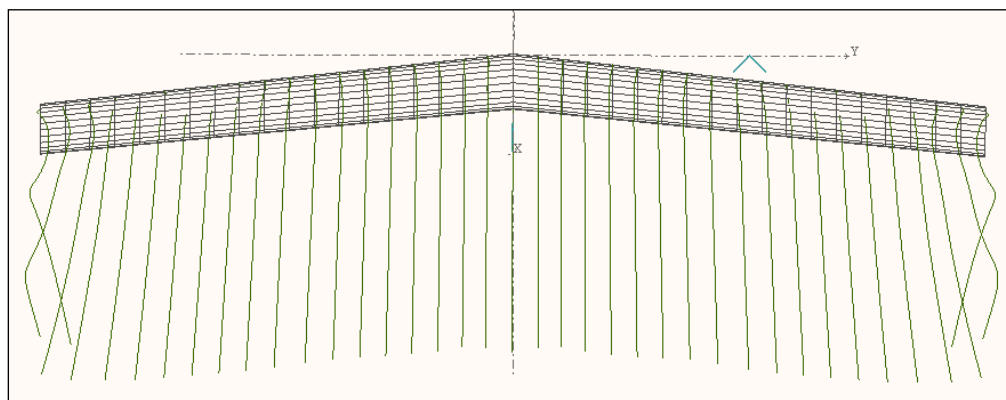


Figura 18. Flujo de corriente de aire en el perfil MH-60 para la configuración de diedro a 0° y wash-in a 2°. Fuente: Autor



Figura 19. Distribución de los coeficientes de presión a lo largo del ala con diedro 0° y wash in 0° . Fuente: Autor

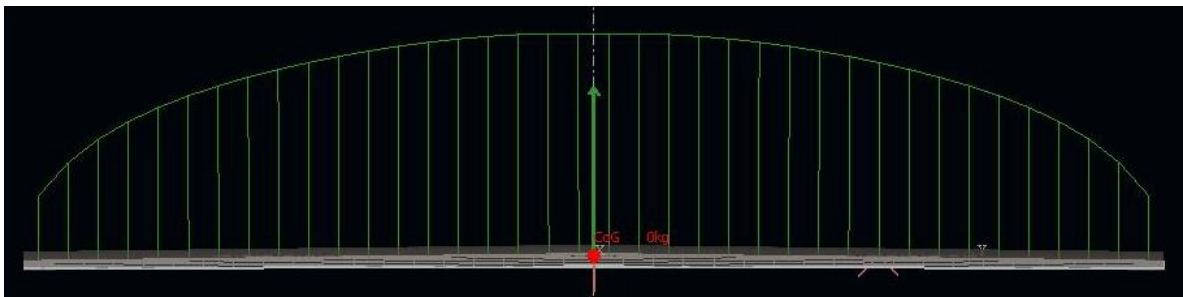


Figura 20. Distribución de los coeficientes de presión a lo largo del ala con diedro 0° y wash in 2° . Fuente: Autor

Por recomendación de los textos [19] en el diseño de un ala se busca obtener una distribución de los coeficientes de presión a lo largo del ala en forma elíptica (ver figuras 18 y 19), la razón para esta práctica es lograr que la aeronave entre en pérdida primero en su parte central puesto que las secciones del perfil aerodinámico en esta zona estarán llegando primero a su ángulo de ataque crítico y las secciones de los extremos están retrasadas tantos grados como *wash-in* incorpore el diseño, en este caso, 2° , esto permitirá al piloto recuperar el avión en menor tiempo y que la tendencia de la aeronave sea a mantener su parte central alineada con su dirección de movimiento.

Considerando que el enfoque de este proyecto es la estabilidad y la eficiencia energética la configuración tomada es diedro a 0° y con *wash-in* a 2° .

3.3 PRUEBA DE CONCEPTO

El concepto seleccionado a priori se encuentra expuesto en la Figura 8. El fuselaje propuesto posee un perfil aerodinámico para mayor desempeño del avión. La limitante de este concepto es el poco espacio que posee para la

instalación de los equipos, y otras consideraciones estructurales que no le permitirían trabajar en forma adecuada.

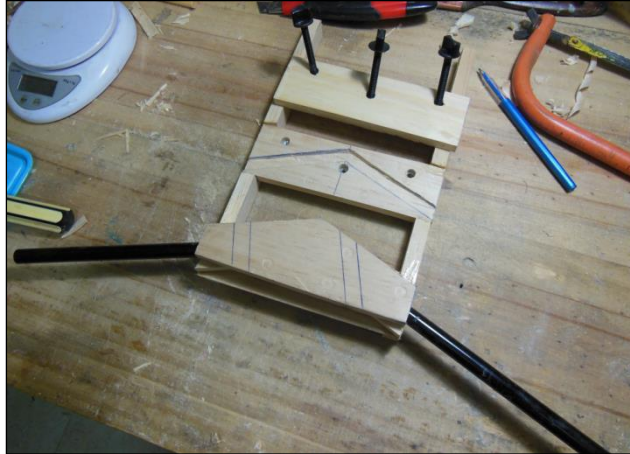


Figura 21. Estructura construida del primer prototipo de avión. Fuente: Autor

Con el objetivo de realizar las pruebas al concepto desarrollado, fue construido un primer prototipo para comprobar que el mismo funciona en forma adecuada. Como es mostrado en la Figura 20, la estructura fue construida completamente en pino, realizando ajustes como los expuestos entre los tornillos, donde se aprecian unos canales en forma rectangular hechos para evitar el volcamiento de la viga de las alas. Las alas fueron entonces construidas en pino con una viga que sobresale del perfil, ensamblando las alas con el cuerpo central haciendo uso de estos canales.

La bayoneta en la parte inferior, es tubo de fibra de carbono de 12 [mm], el cual entra en el ala mediante unas perforaciones que poseen las mismas a través de las costillas.

Con este diseño se buscó la viabilidad del concepto de avión modular, aunque en principio fue únicamente para probar la aerodinámica del mismo. Esto es, en este diseño las alas se desprenden del fuselaje, dos cuerpos independientes (considerando el par de alas como uno), permitiendo facilidad en el transporte, además de la reparación o cambio de partes que se encuentren averiadas.

La Figura 21 muestra el tren de aterrizaje que en principio fue incorporado al modelo.



Figura 22. Tren de aterrizaje implementado en el prototipo preliminar. Fuente: Autor

El tren de aterrizaje es del tipo “triciclo”. En esta Figura se observan los tres tornillos de nylon que ajustan las alas al ensamblarlas en el canal construido para ello. El ajuste se hace mediante una superficie de fricción que no permite que el ala se deslice.

En la Figura 22 se puede apreciar el fuselaje con modelamiento de polipropileno expandido (EPP por sus siglas en inglés).

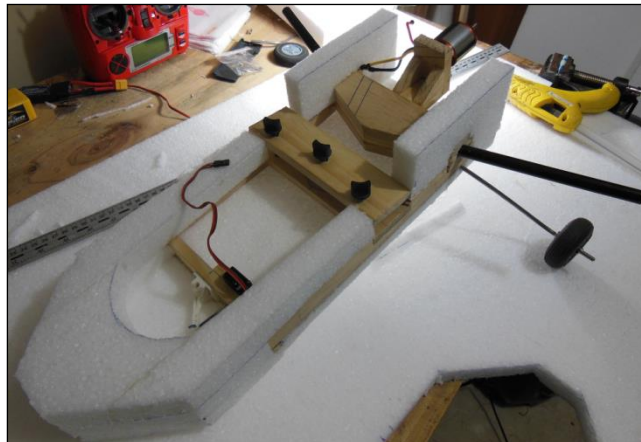


Figura 23. Definición del fuselaje utilizando polipropileno expandido (EPP). Fuente: Autor

El EPP fue usado para protección del equipo interno y amortiguamiento en caso de accidentes. La punta fue pronunciada buscando que el impacto recibido fuese devuelto en lugar de ser absorbido, esto con el fin de que el avión rebotara en el momento del golpe (si llegare a ocurrir).

La Figura 23 expone el fuselaje definitivo para la prueba del concepto.



Figura 24. Fuselaje definitivo para el vuelo de prueba del concepto. Fuente: Autor

En esta Figura se aprecia la forma final dada al modelo para su posterior prueba como concepto. Se puede apreciar la forma en que las alas fueron instaladas.

El interior fue modelado para establecer la distribución del equipo electrónico a bordo. En la Figura 24 puede observarse la configuración inicial seleccionada, donde las baterías fueron dispuestas en la parte posterior del avión.

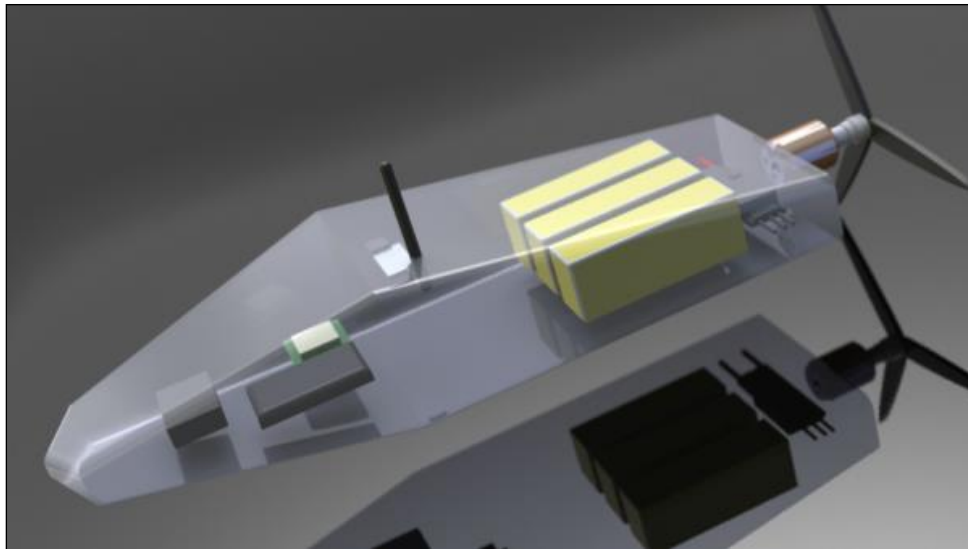


Figura 25. Modelamiento en CAD para la distribución del equipo electrónico al interior de la prueba conceptual. Fuente: Autor

La implementación del tren de aterrizaje, aunque fue considerada desde el principio del proyecto, no fue factible debido a la geometría del avión. Este modelo no posee una superficie estabilizadora de cola, por lo tanto, en el

momento de probarlo el avión tendía a derrapar sobre uno de los lados, haciéndolo girar sobre su propio eje. En las primeras pruebas fue de gran dificultad el despegue, sin importar que toda la electrónica y los componentes del avión funcionaban perfectamente. En la Figura 25 se puede apreciar como el modelo construido con tren de aterrizaje fue correctamente balanceado y alistado para las pruebas iniciales de vuelo.



Figura 26. Balanceo del modelo original construido para realizar la prueba del concepto.
Fuente: Autor

En una de las pruebas de vuelo las fuerzas ejercidas fueron tales que produjo el volcamiento de la viga que sujeta las alas y se salió de su sitio, provocando que una de las alas se desprendiera y el avión cayera a tierra. Debido a su poco peso el daño producido en el avión fue mínimo, lo que permitió su fácil reconstrucción y reparación. Pese a esto, el avión tuvo un buen desempeño tanto como el esperado, aunque fueron evidentes las fallas estructurales, así como del anclaje de las alas al fuselaje.

El sistema fue suficientemente robusto, además del sistema de anclaje de vigas y bayoneta el cual falló. Luego de esto, se decidió cambiar la geometría interna de la estructura, además se decidió no ubicar cargas estructurales en el fuselaje, permitiendo que las alas fueran alineadas y sujetadas por elementos estructurales como lo son las bayonetas. En la Figura 26 se puede observar el rediseño de la estructura interna donde está marcado el lugar donde las bayonetas serán ubicadas para la alineación de las alas.

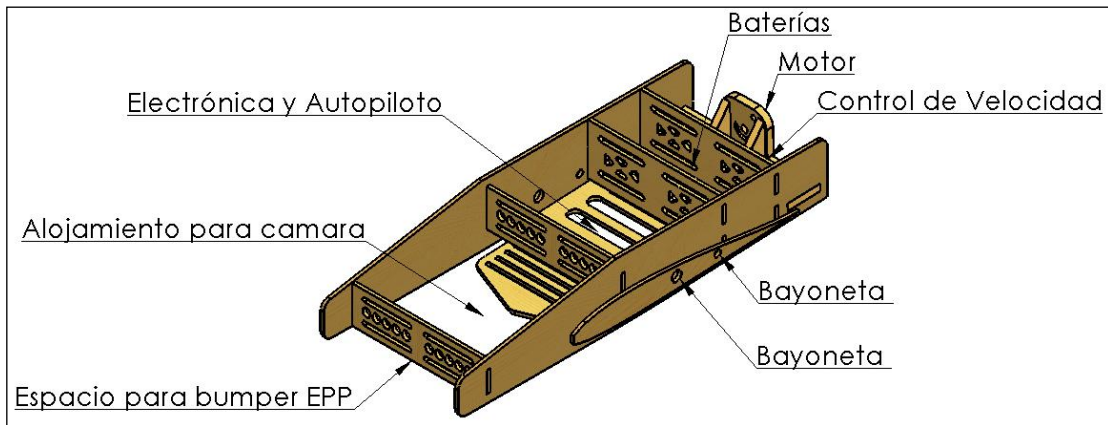


Figura 27. Rediseño de la estructura interna basados en las fallas del primer prototipo.
Fuente: Autor

Las varillas de carbono atraviesan el fuselaje manteniendo en forma rígida las alas y permitiendo que el esfuerzo dado a la estructura sea el mínimo posible, así como garantizar la rigidez estructural. Este concepto puede ser revisado en la Figura 27. Estas varillas son consideradas cargas estáticas, ya que a lo largo del fuselaje solo se encuentra el peso de las baterías, el peso del equipo electrónico, y el empuje del motor que se encuentra en la parte posterior. Únicamente se encuentran cargas de torsión absorbidas por los refuerzos laterales del fuselaje. Es evidente que la carga aerodinámica debe estar presente por el perfil que posee, el rozamiento y la forma geométrica, no obstante las bayonetas son las que soportan la carga de viga y de flexión de las alas.

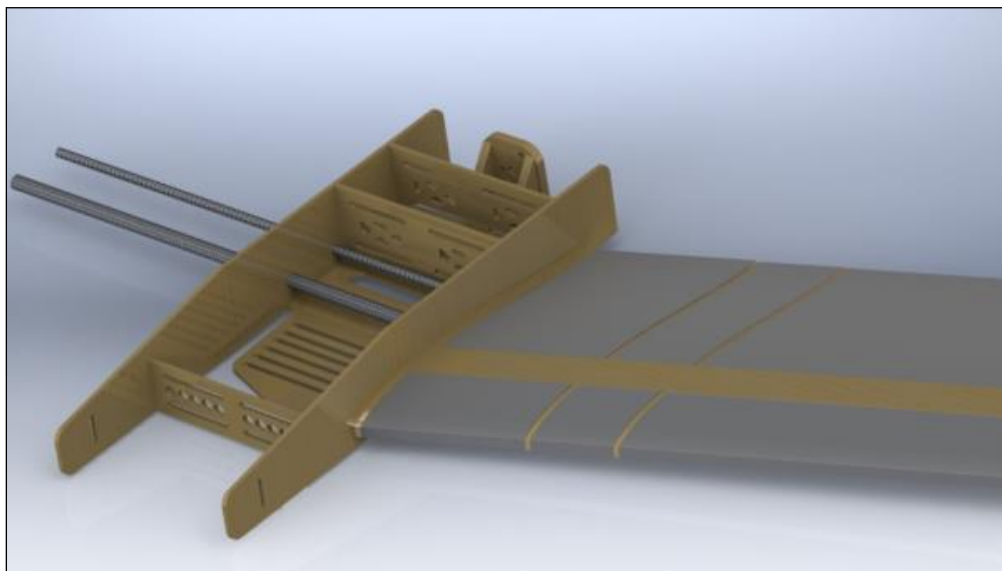


Figura 28. Representación del uso de las varillas de carbono para el anclaje y alineación de las alas al fuselaje. Fuente: Autor

Los espacios en el interior fueron diseñados teniendo en cuenta cumplir con el objetivo del avión, pero además fueron considerados algunos elementos estructurales. Está el caso de la parte inferior denominada como escuadra inferior, encargado de mantener la alineación de las caras laterales durante la construcción pero también proporcionar una superficie de tensión para el lanzamiento del avión. Adicionalmente la escuadra inferior fue ranurada para absorber la energía en el caso de un choque de grandes proporciones, la cual, dado el caso, se quebraría amortiguando el impacto. Esto fue diseñado considerando que el golpe sería en la parte frontal, y no donde se encuentra alojada la electrónica del avión.

En un principio se eligió ubicar las baterías la parte posterior, sin embargo, dado que el modelo necesita ser balanceado alrededor de su centro de gravedad, estas tuvieron que ser ubicadas en diferentes secciones del modelo para lograr el nivel que permite el vuelo estable deseado, esto debido a que las alas son aflechadas hacia atrás, y para eliminar la necesidad de insertar peso muerto en el modelo que evite el aprovechamiento de su carga útil total (que en muchas ocasiones son barras de plomo).

En la parte lateral donde se alojan las bayonetas, es posible apreciar una cuaderna con forma de perfil aerodinámico, allí es donde se incrustan las alas y sirve además, como refuerzo longitudinal para los laterales del fuselaje. Las fallas que se produjeron en las pruebas realizadas, fueron en la parte frontal del fuselaje, como también en la punta de este nuevo refuerzo longitudinal. Gracias a esta modificación fue posible mantener la electrónica a salvo de todos los accidentes, a modo que el piloto automático seguía enviando la señal de rastreo y de telemetría, inclusive la alarma de socorro instalada pudo ser activada y el avión recuperado en forma exitosa.

Del segundo prototipo se pudo evaluar el desempeño del fuselaje que fue inicialmente mejorado. Para ello fue necesario añadir unos agujeros adicionales que permiten anclar las alas lateralmente, además de instalar unos conectores auto centrados para abolir el uso de cables sueltos entre las alas y el fuselaje, conectores que permiten el control y la alimentación de los servomotores que maniobran los alerones de las alas. Esto con el fin de evitar conexiones mal hechas y / o daños en los cables.

El desempeño del avión sigue siendo el esperado, no obstante, el balanceo del mismo fue un factor que ralentizó el proceso de pruebas, ya que no se encontraba debidamente balanceado, y lograr hacerlo no fue una tarea de fácil solución. De esto se aprendió la correcta distribución de los elementos para lograr el balance correcto en el siguiente modelo.

Después de atravesar estas etapas preliminares de diseño, se hizo necesario reevaluar el sistema de tren de aterrizaje o mecanismo de lanzamiento del

vehículo. En este paso se recurrió a evaluar la posibilidad de no hacer un despegue del vehículo sino hacer un lanzamiento, con este sistema se lograrían varias mejoras:

1. Evitar la carga muerta del avión por llevar consigo un sistema innecesario para su vuelo.
2. Gasto energético adicional por el arrastre parasito del tren de aterrizaje.
3. refuerzos estructurales traducidos en carga muerta para el vehículo.
4. conseguimos reducir la potencia nominal del motor necesario y su tamaño al transferir la energía del despegue desde un dispositivo externo al vehículo.
5. No siempre está disponible una pista de aterrizaje para el decolaje del vehículo por lo que un sistema de lanzamiento suena muy provechoso para su aplicación en las disciplinas antes mencionadas.

Se tomó como mejor alternativa el sistema de lanzamiento con catapulta, una práctica muy común en el aeromodelismo a escala, donde algunos de los modelos requieren altas velocidades de despegue en espacios muy reducidos, este sistema se torna muy básico pero con grandes probabilidades de ser la solución buscada para la aplicación desarrollada.



Figura 29. Sistema de catapulta para lanzamiento de Planeadores sin propulsión. Fuente: Autor

Para lograr el buen funcionamiento de la catapulta, se construyó esta estructura metálica con tubos de aluminio y accesorios de tubo galvanizados,

con el fin de dar sustento y guía al vehículo, el caucho utilizado para este lanzamiento se evaluó hallando la constante elástica con los siguientes resultados mostrados en la Tabla 2.

Longitud (m)	Kgf	K elástica N/m	Elongación
1.1	0	0	0%
1.4	7.35	24.5	27%
1.55	9.8	16.3	41%
1.65	10.78	9.8	50%
1.7	11.76	19.6	55%
1.8	12.74	9.8	64%
1.9	13.72	9.8	73%
2	14.7	9.8	82%
2.2	16.66	9.8	100%
2.3	17.64	9.8	109%
2.5	19.6	9.8	127%

Tabla 2. Resultados de la constante elástica para el funcionamiento de la catapulta. Fuente: Autor



Figura 30. Prueba de concepto de la catapulta utilizada para lanzamiento de los prototipos Arpegio I y Arpegio II. Fuente: Autor

Después de tener éxito con el lanzamiento por catapulta y caucho bungee, no se volvió a considerar la utilización de un sistema de tren de aterrizaje, sin embargo con la práctica se advirtió que la guía metálica no era necesaria si se cuenta con un asistente de vuelo, y su desarrollo puede ser motivo de un trabajo de grado posterior.

En los prototipos posteriores Arpegio III, Arpegio III light y Arpegio 2.4, se utilizó solo el caucho bungee con efectividad de 100% en todos los lanzamientos.



Figura 31. Secuencia de lanzamiento con caucho Bungee Arpegio III peso 3.3 [Kg]. Fuente: Autor

3.4 MODELAMIENTO EN SOFTWARE DE DISEÑO CAD

Se modelaron los principales componentes del vehículo, enfocados en mayor medida en aquellos que influyen directamente en la resistencia mecánica, así como los elementos de fijación de las alas, puesto que debido a su carácter modular, produce mayores exigencias estructurales en dichos componentes.

Este modelo también se utiliza como base geométrica para producir los cortes laser de las piezas de contrachapado, así como el correcto ensamblaje durante la construcción del avión. Estos dos últimos factores son determinantes en el desempeño del vehículo por sus características geométricas tan particulares y por los ángulos que fueron diseñados en los agujeros de los componentes estructurales para poder lograr los parámetros aerodinámicos planteados con anterioridad y comprobados tanto en la práctica como en la simulación con el XFLR5.

Se inició con el modelado del fuselaje (ver figura 31.) para ello se tuvo en cuenta las necesidades espaciales del equipo que se alojará además de la facilidad de construcción, el anclaje de las alas y la planta motriz. Un aspecto que se manejó con mayor detalle fue el de disminuir la transferencia de cargas desde las alas hacia sus componentes.



Figura 32. Modelado del fuselaje. Fuente: Autor

Desde este punto se partió y se fijaron los elementos estructurales llamados bayonetas, que son tubos de carbono de pared fina encargados de anclar las alas al fuselaje pero facilitando su ensamblaje.

En la figura 32 dispusieron los modelos aproximados del equipo que se utilizaría con el fin de comprobar su funcionalidad y balance del centro de masa dejando suficiente espacio para acomodar la carga útil restante.

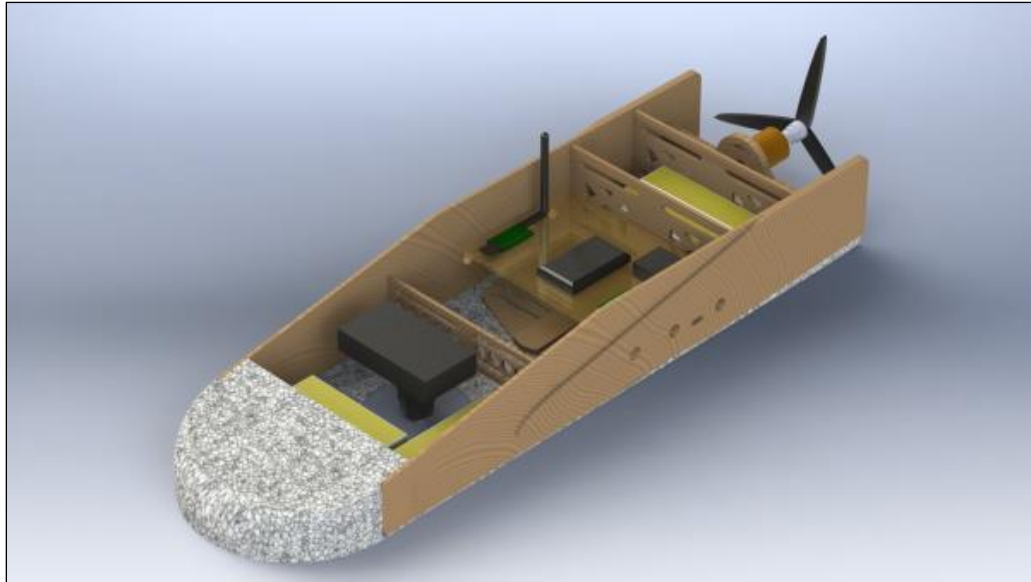


Figura 33. Disposición de la carga útil al interior del Fuselaje. Fuente: Autor

Se incluyó el modelado del EPP que es el material altamente resiliente y resistente a los impactos para su aterrizaje.

En la figura 33 se puede ver el modelo de las alas, este modelo es útil no sólo para percibir el diseño completo y su ensamblaje sino que se hizo una simulación de cargas para comprobar su resistencia así como su integración al diseño del fuselaje y balance de centros de masa para comprobar que se obtuviera un parámetro aceptable para el diseño.

El modelo final detallado incluye ranuras para alojamiento de cables, servomotores, alerones y demás equipo imprescindibles para su funcionamiento.

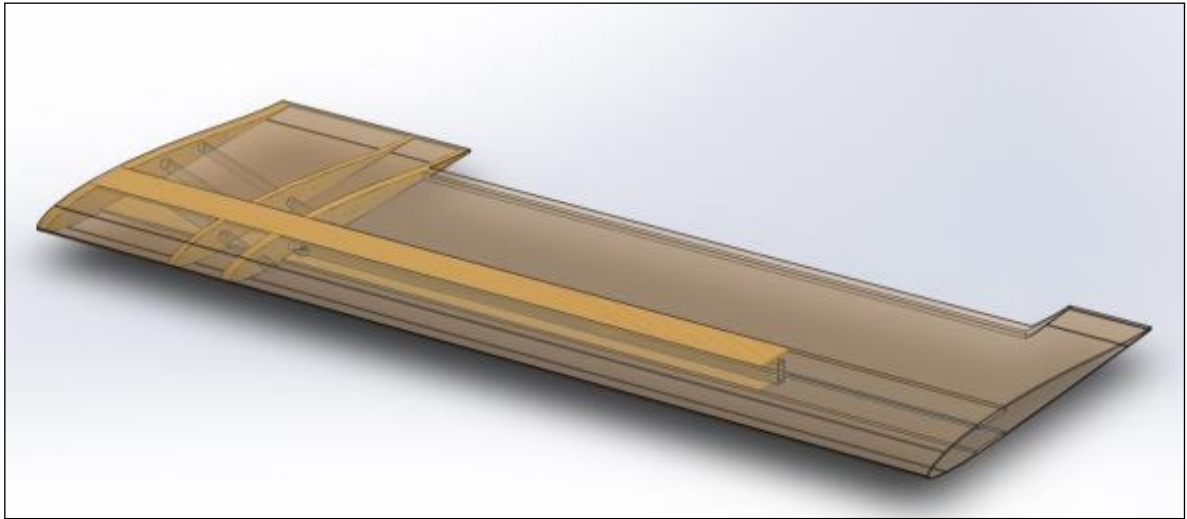


Figura 34. Diseño del ala del avión. Fuente: Autor

Finalmente se hace el modelado de la cubierta del fuselaje, en este modelo se toma como forma aerodinámica el perfil GOE744 [20] por su alto porcentaje de grosor y por ser propicio para esta aplicación (ver figura 34).

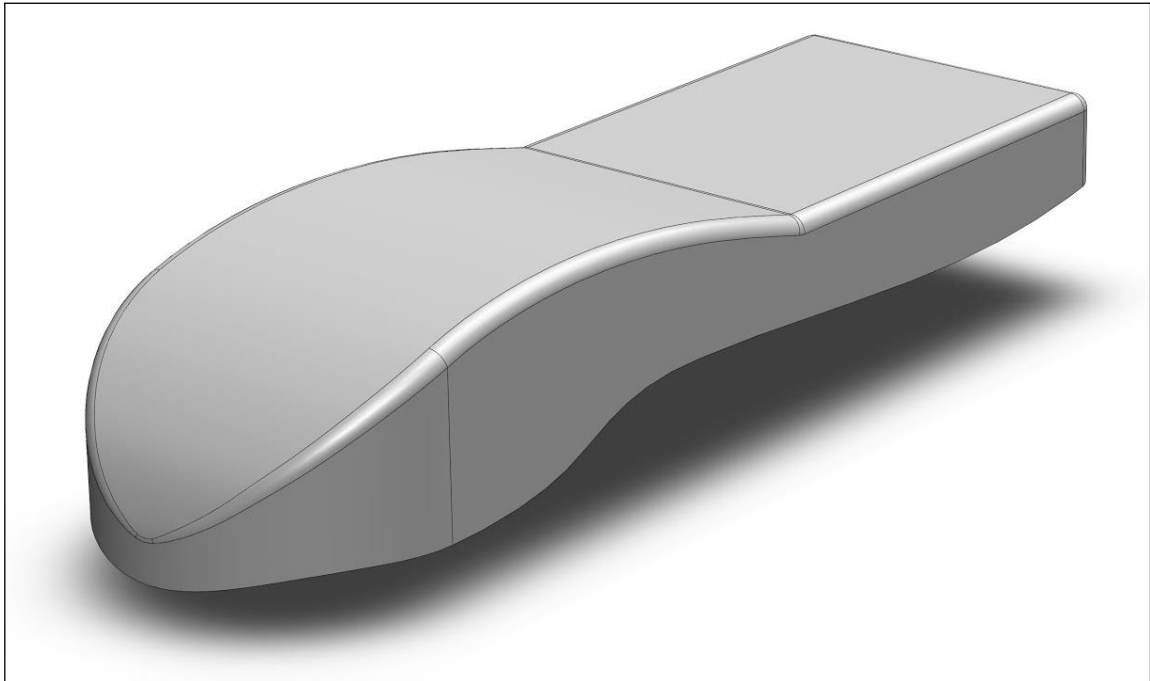


Figura 35. Diseño de la cubierta del fuselaje basado en el perfil seleccionado GOE744.
Fuente: Autor

El conjunto completo se aprecia en la Figura 35.

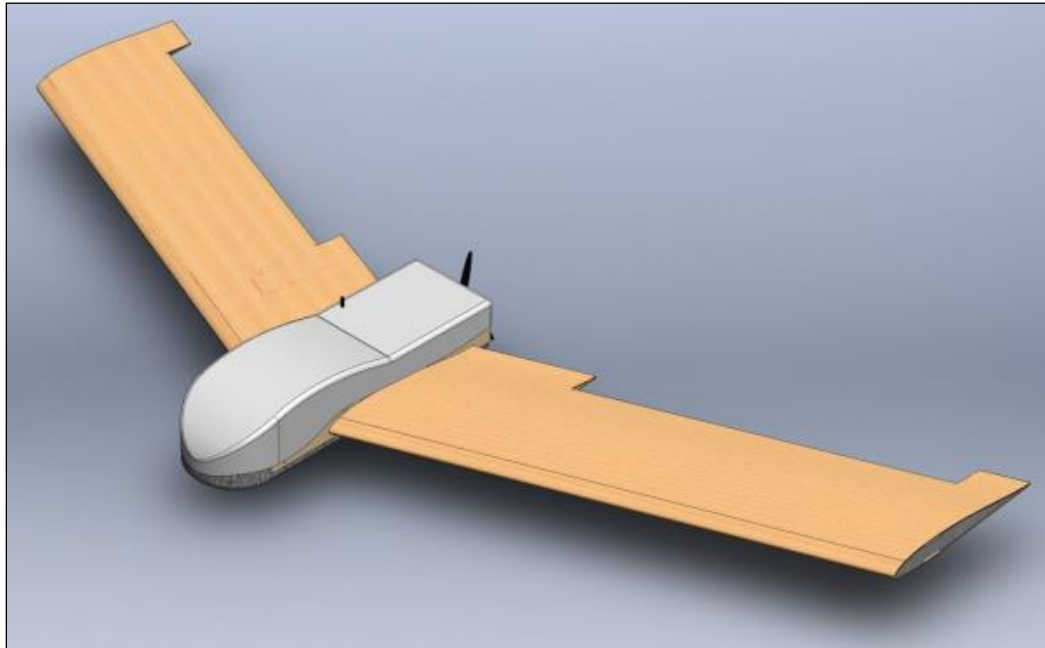


Figura 36. Modelado en CAD completo del vehículo. Fuente: Autor

3.5 CÁLCULO DE FUERZAS Y DINÁMICA DEL MODELO

Habiendo realizado las pruebas del concepto hallado, es necesario entonces efectuar los cálculos de la potencia requerida y de aquellas que en cierta medida afectarán el desempeño del modelo.

Considerando esto, se hace necesario realizar un estudio previo de las relaciones de peso en aviones comerciales para lograr estimar las dimensiones iniciales del modelo.

Basados en la Tabla 3, tomada de [21], es posible determinar un promedio de relaciones del peso total del avión con carga y sin carga.

Proporción del peso total de un avión liviano con peso vacío y peso del combustible			
Aviones de Tren fijo	Peso Total W (lb)	Relación de peso sin carga (We/W)	Relación del peso del combustible (Wf/W)
Cessna 172	2400	0.60	0.16
Piper Warrior	2440	0.55	0.12
Beech Sundowner	2450	0.61	0.14
Piper Archer	2550	0.55	0.11
Piper Dakota	3000	0.54	0.14
Cessna Skylane	3100	0.56	0.17
Cessna 206	3600	0.54	0.15
Piper Saratoga	3800	0.54	0.17
Promedio	2917.5	0.56	0.15

Tabla 3. Proporción del peso total de un avión liviano con peso vacío y peso del combustible. Fuente: [21]

Teniendo en cuenta que el peso estimado de la carga útil del modelo es de 2 [Kg], se puede estimar entonces el peso del avión usando la Fórmula 1.

$$W = W_p / (1 - W_e/W - W_f/W) \quad (1)$$

$$W \approx W_p / 0.29$$

$$W \approx 2000 \text{ [g]} / 0.29$$

$$W \approx 6900 \text{ [g]}$$

Dónde:

W: Peso total del avión.

Wp: Peso de la carga útil.

We: Peso del avión vacío.

Wf: Peso del combustible.

Obteniendo como resultado un peso aproximado de 6.9 [kg] en total para el modelo a construir, de modo que pueda llevar consigo 2 [Kg] de carga útil.

El siguiente paso consiste en hallar la carga alar. Este parámetro se encarga directamente de condicionar el peso de despegue, la velocidad de ascenso entre otros. La carga alar está relacionada con la Fórmula 2.

$$W / s = (1 / 2) * \rho_{@1000 \text{ [m]}} * (V_{@Despegue})^2 * C_L \quad (2)$$

Dónde:

W: Peso total del avión.

s: Superficie del ala.

ρ : Densidad del aire, para este caso concreto, a 1000 [m] de altura.

V: Velocidad del avión. En este caso específico es la velocidad de despegue.

C_L : Coeficiente de elevación total.

Resolviendo la igualdad de la Formula 2, el valor del coeficiente de elevación total a una velocidad de 50 [Km/h] (establecida en los objetivos del proyecto como la velocidad máxima de despegue) es:

$$C_L: 0.521$$

Con este valor solo se puede asegurar que el prototipo es factible pues el coeficiente de elevación está en el rango medio de las capacidades del perfil aerodinámico.

Haciendo uso del software con licencia GNU para el análisis de modelos de aeroplanos con número de Reynolds relativamente bajos, este es, el XFLR5, se valida este coeficiente de elevación total hallando las características en función del ángulo de ataque del perfil.

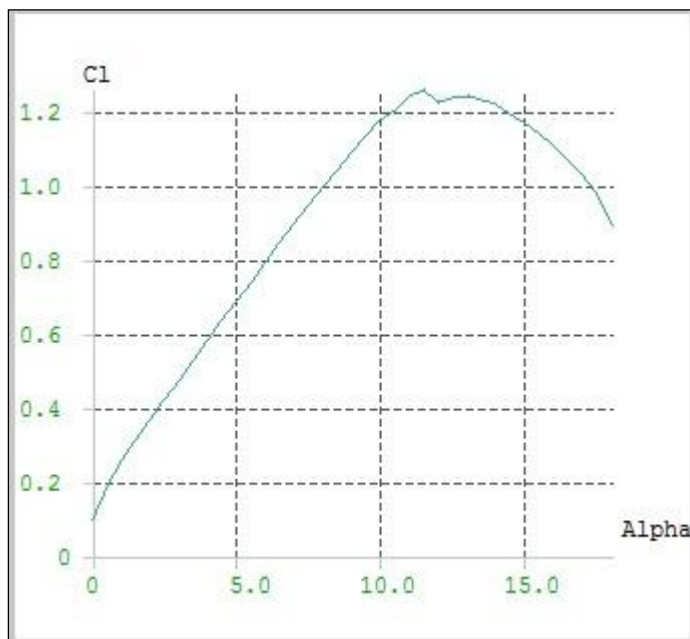


Figura 37. Coeficiente de elevación total vs ángulo de ataque para el perfil MH60. Analizado en XFLR5 con número de Reynolds=525000. Fuente: Autor

El ángulo de elevación encontrado de acuerdo a la gráfica es de aproximadamente 4° .

Como parte del proceso iterativo, este ángulo debe verificarse para que cumpla con las especificaciones del despegue dadas en los objetivos específicos del presente proyecto. En la Figura 37 se puede apreciar un diagrama que ilustra este proceso.

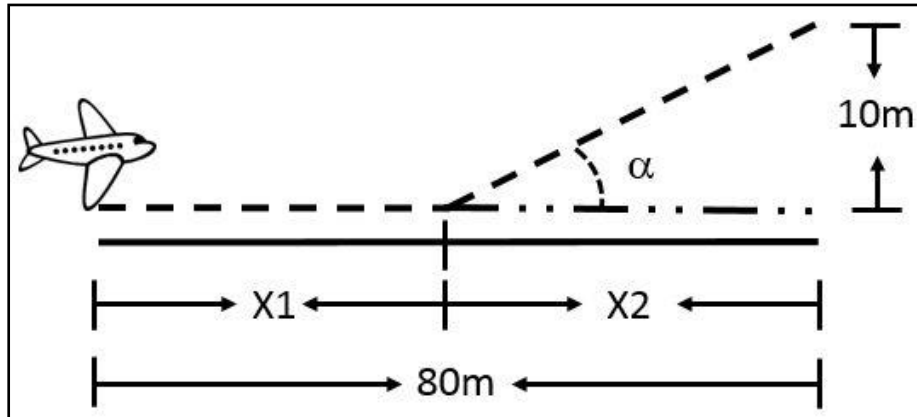


Figura 38. Diagrama ilustrativo para el despegue del modelo. Fuente: Autor

La distancia X2 en la que el avión alcanza los 10 [m] de altura es determinada mediante una relación trigonométrica, usando el ángulo de 4° , obteniendo aproximadamente 143 [m] en distancia, lo cual es superior a los 80 [m] dados por la condición de diseño. Conociendo esto, se corrigió el ángulo de elevación hasta obtener la distancia deseada.

De acuerdo a la Figura 36, el máximo ángulo de elevación se da a los 10° (justo antes de que el perfil entre en pérdidas), el cual corresponde a una distancia X2 de aproximadamente 57 [m], logrando de esta forma que X1 sea de 23 [m]. Fue corregido el valor de la superficie alar para cumplir con los requerimientos del problema planteado.

3.5.1 Dinámica del vehículo

En esta sección se realizarán consideraciones y cálculos suficientes para transferir al modelo CAD las principales cargas a las que serán sometidos los diferentes componente estructurales del vehículo.

Para empezar tomaremos como referencia la tabla 5-1 [22], donde se especifican los valores de carga máximos y mínimos para los aviones según su categoría. Esto se encuentra reflejado en la Tabla 4.

Categoría	Positiva	Negativa
Estándar	2.5 a 3.8	1.0 a 1.52
Utilitario	4.4	1.76
Acrobático	6.0	3.0
Transporte	2.5 a 3.8	1.0

Tabla 4. Factores de carga límite según la FAA. Fuente: [22]

El avión del presente proyecto es del tipo utilitario, debido a como se planteó en los parámetros de diseño, su principal objetivo además de volar es transportar una carga útil de 2Kg. No debe confundirse con el concepto de transporte que se refiere a pasajeros humanos.

Por este motivo el factor de carga que corresponde a este vehículo para los cálculos de cargas en su estructura es de 4.4, este factor es equivalente a las fuerzas G a las que será expuesto el diseño.

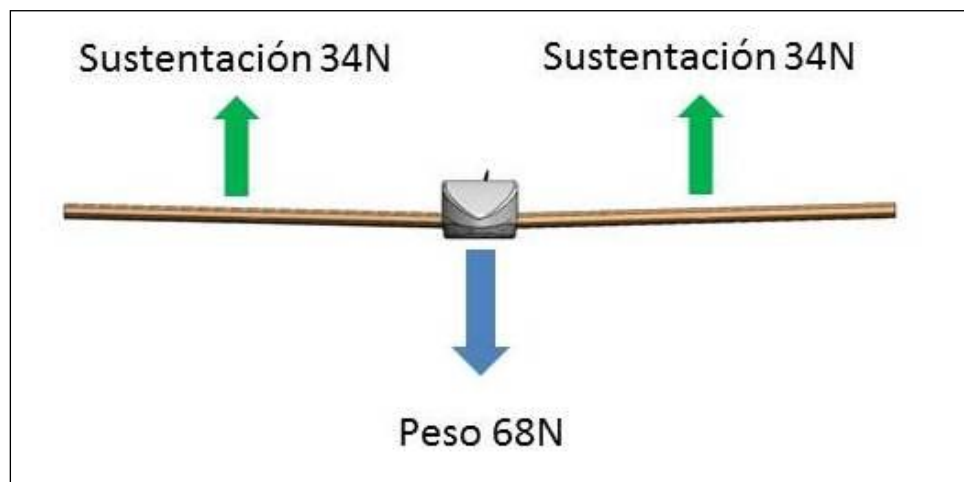


Figura 39. Diagrama de cuerpo libre. Fuente: Autor

Figura 38, se considera un modelo estático este sería el diagrama de cuerpo libre en el plano frontal para el modelo, se considera un escenario de 4.4 G en la figura 39.

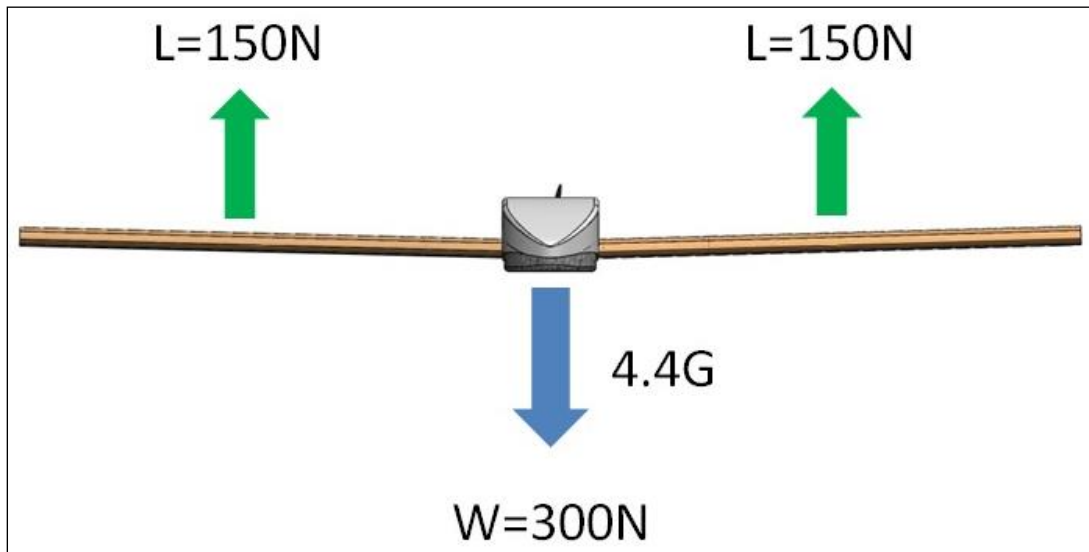


Figura 40. Diagrama de cuerpo libre con fuerzas de 4.4 G. Fuente: Autor

Suponiendo que estas aceleraciones se hacen durante maniobras muy exigentes para el vehículo, se adicionan un radio de giro el cual tiene un efecto mayor sobre la estructura del avión.

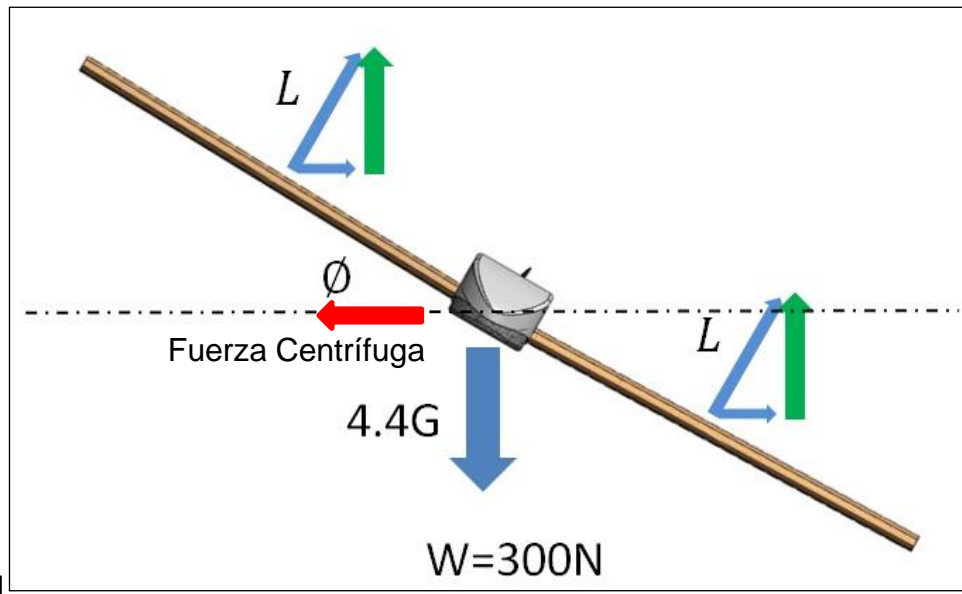


Figura 41. Diagrama de cuerpo libre con fuerzas de 4.4 G durante maniobras. Fuente: Autor

En este último caso, la componente normal al ala, es la fuerza de sustentación que siempre será perpendicular a la cuerda, pero aparece una pequeña componente horizontal fruto de la fuerza centrífuga del movimiento

que describe el avión, esta componente somete al ala a una exigencia mayor que la solicitada por las 4.4G y su valor es el expresado en la Fórmula (3).

$$L = (1/\cos\phi) * W/2 \quad (3)$$

Como no se conoce a qué ángulo debe ser el alabeo del avión para girar con cierto radio de giro, se recurre a los datos recolectados en vuelo. Estos se encuentran en el vídeo [Vuelo de prueba Arpegio 2.4](#) para aseverar la exigencia del ala tomamos la velocidad máxima de las pruebas y el radio mínimo de giro.

Utilizando la Ecuación en [23] se puede obtener la Fórmula (4).

$$R = (V^2)/(g * \tan\phi) \quad (4)$$

De esta expresión se puede calcular el valor de ϕ , dado por la Fórmula (5).

$$\text{ArcTan}\phi = (27.87^2)/(9.806 * 65) = 50^\circ \quad (5)$$

Regresando a la Fórmula (3) se obtiene entonces un resultado final.

$$L = \{1/\cos(50)\} * 150N = 233N$$

En este modelo solo falta incluir una fuerza cuya magnitud no es de elevadas proporciones en comparación de la fuerza de sustentación, pero puede afectar el resultado en el momento de evaluar la resistencia de la construcción, y esta es la fuerza de arrastre o drag, puesto que el avión se encuentra en movimiento y volando este es ineludible. Su valor es tomado de la tabla de evaluación energética, para este caso es de 12N en dirección del movimiento y en sentido opuesto al mismo.

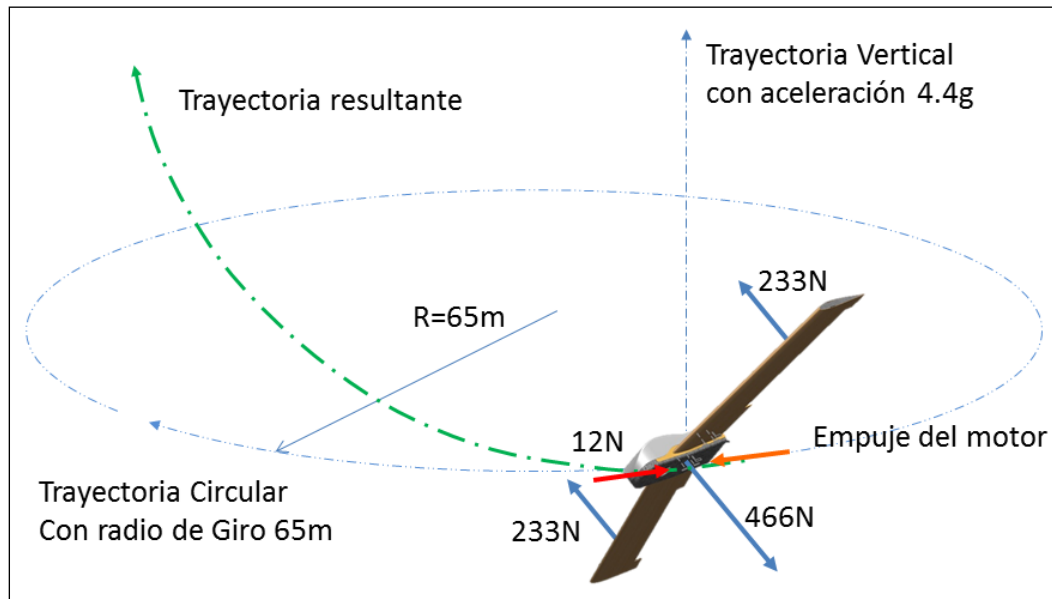


Figura 42. Diagrama de esfuerzos totales producidos durante el vuelo. Fuente: Autor

3.6 ANÁLISIS AERODINÁMICOS DEL MODELO, POTENCIA Y ENERGÍA NECESARIA

El sostenimiento en vuelo del aeromodelo exige de una fuente energética que alimenta el sistema para su maniobrabilidad. La energía que necesita este depende de la potencia consumida por el mismo. Basados en esto, es necesario en primera medida calcular las potencias de pérdidas del avión.

La potencia de pérdida por la fuerza de arrastre se denomina *drag* (por su nombre en inglés). Esta potencia de pérdidas está dividida en dos componentes, una de ellas es denominada la potencia inducida, la otra se conoce como la componente parásita. Todas las partes del modelo contribuyen al arrastre. De este mismo modo como en el ascenso, la fuerza de arrastre depende de la velocidad de vuelo, la densidad del aire y del tamaño y la forma del modelo. Esta fuerza es también conocida como fuerza de vórtice y se encuentra asociada con los vórtices giratorios producidos por cualquier ala o superficie que se encuentren contribuyendo al levantamiento del modelo [24]. La fuerza de arrastre inducida puede ser obtenida mediante la Fórmula 6.

$$F_{Di} = C_{Di} * (1/2) * \rho * V_c^2 * s \quad (6)$$

Siendo la densidad del aire a 1000 [m] de altura. V_c es la velocidad crucero, establecida en 70 [KM/h] de acuerdo a los objetivos. s es la superficie alar y C_{Di} se encuentra dada por la Fórmula 7.

$$C_{Di} = C_L^2 / (\pi * e * A_R) \quad (7)$$

Donde AR es la relación de aspecto o esbeltez (*Aspect Ratio* por su nombre en inglés), cuyo valor resulta de dividir el área total del ala en la cuerda, elevada al cuadrado. e es el factor de eficiencia de Oswald, cuyo valor oscila entre 0.6 y 0.8, seleccionado en 0.7 por facilidad en los cálculos.

Estos valores producen el siguiente resultado:

$$C_{Di} = 0.0082$$

La fuerza de arrastre parásita es producida por cualquier elemento del modelo que no sea propio del mismo y que además, no posea superficies lisas que eviten la generación de los vórtices mencionados con el paso del viento [24].

La fuerza de arrastre parásita está dada por la Fórmula (8) y además, es similar a la que establece la fuerza de arrastre inducida dada por la Fórmula (6).

$$F_{Dp} = C_{Dp} * (1/2) * \rho * V_c^2 * s \quad (8)$$

Donde CDp es un coeficiente que varía entre 0.025 y 0.04 para aviones con tren de aterrizaje fijo. El valor seleccionado fue de 0.035.

La potencia total de arrastre está dada por la Fórmula (9).

$$P_D / V_c = F_{Dp} + F_{Di} \quad (9)$$

Basados en la referencia [24], las ecuaciones del movimiento clásico de Newton pueden ser modificadas algebraicamente para desarrollar la ecuación de la potencia necesaria para acelerar la aeronave a la velocidad de despegue. Esto está dado por la Fórmula (10).

$$P_a = maV \quad (10)$$

Donde V^2 está dada por la fórmula (11).

$$V^2 = 2aX1 \quad (11)$$

Siendo X1 la distancia necesaria por el modelo para despegar, de conformidad con la suposición del tren de aterrizaje. Desarrollando esta ecuación puede ser encontrada la potencia necesaria en el despegue.

De igual forma, la potencia de la razón de ascenso está dada por la ecuación (12).

$$P_{RC} = V_c \sin(\alpha) W \quad (12)$$

Para poder cumplir con los requerimientos dados, se hace necesario que la potencia del modelo cumpla con la mayor de las dos potencias, en este caso, la potencia requerida para el despegue y la requerida para el ascenso. Basados en las fórmulas (13) y (14) puede ponderarse aquella que determinará el consumo energético del avión.

$$P_{despegue} = P_D + P_a \quad (13)$$

$$P_{vuelo} = P_D + P_{RC} \quad (14)$$

La potencia consumida entonces está dada por la fórmula (15).

$$P_{consumida} = P_{requerida} / (\eta_m \eta_h \%_c) \quad (15)$$

Parámetros de diseño iniciales	
Peso del avión [Kg]	Superficie del ala [m ²]
6.9	0.96
% carga útil	Velocidad despegue [m/s]
30	13.88
Cuerda del ala [m]	Velocidad de crucero
0.4	19.45
Ángulo de ascenso	Distancia de despegue X [m]
8	23
CL Requerido para despegue	Cl requerido para crucero
0.66	0.34
Cálculo de potencia	
Potencia disipada por drag [W]	
Fuerza drag parásito [N]	Fuerza drag inducido [N]
8.06	1.72
Potencia drag parásito	Potencia de Drag inducido
156.81	33.4
190.25	
Potencia requerida por razón de ascenso [W]	Potencia para aceleración en una distancia X [W]
183.04	401.11
Potencia consumida en despegue	Potencia consumida en vuelo
591.36	373.3
Mayor valor de potencia requerida para operar [W]	
1172.52	

Tabla 5. Parámetros de diseño inicial. Fuente: Autor

En donde la potencia requerida es reemplazada con cualquiera de las dos potencias calculadas para efectuar la comparación, η_m es la eficiencia del motor establecida en el 80%, η_h es la eficiencia de la hélice también establecida al 80%, y $\%_c$ es el porcentaje de potencia del motor a régimen constante del 75% aplicado a la mayor de las potencias requeridas. Para cada una de las potencias, tanto como de despegue y de vuelo fueron calculadas en 1290 [W] y de 648 [W] respectivamente.

Para que el modelo pueda permanecer en vuelo durante 30 minutos, es necesario calcular la energía consumida por el mismo. Esto es calculado en forma aproximado usando la Fórmula (16).

$$J = P_{\text{consum}_{\text{vuelo}}} t_{\text{vuelo}} + P_{\text{consum}_{\text{despegue}}} t_{\text{despegue}} \quad (16)$$

El tiempo de despegue y de vuelo está dado en horas. Para realizar el cálculo del tiempo de despegue se hace necesario calcular la aceleración de acuerdo a la ecuación (10). Una vez hallado este valor, se estima el tiempo usando la ecuación (17).

$$T = V / a \quad (17)$$

Lo que resulta en una energía total para los 30 minutos de vuelo de 325 [W-h].

El primer prototipo que contó con la instrumentación para realizar el análisis energético es el segundo desarrollado (conocido como ARPEGIO II). El control de velocidad (ESC por sus siglas en inglés) realiza un registro de datos directamente de la potencia del motor. El registro de datos posee una resolución de 3 muestras por segundo.

Parámetros y constantes	
Densidad Volumétrica Aire (Kg/m ³)	Constante Gravitacional
1.11	9.80
Coefficiente de drag parásito	Se recomienda entre 0.025 y 0.040 para aviones de tren
0.035	
Coefficiente de drag inducido	Coefficiente de Oswald
0.0040	0.70
	Puede ser de 0.6 para aviones de ala baja y de 0.8 para aviones de ala alta
Aspect Ratio	6.61
Eficiencia del motor a máx potencia	0.8
Eficiencia de la hélice	0.8
% de potencia del motor para régimen constante	1
Parámetros de diseño iniciales	
Peso del avión [Kg]	Superficie del ala [m ²]
3.3	0.518
% carga útil	Velocidad despegue [m/s]
29	15
Cuerda del ala [m]	Velocidad de crucero
0.28	21.99
Ángulo de ascenso	Distancia de despegue X [m]
10	32
CL Requerido para despegue	Cl requerido para crucero
0.5	0.23
Cálculo de potencia	
Potencia disipada por drag [W]	
Fuerza drag parásito [N]	Fuerza drag inducido [N]
4.87	0.52
Potencia drag parásito	Potencia de Drag inducido
107	11.39
118.38	
Potencia requerida por razón de ascenso [W]	Potencia para aceleración en una distancia X [W]
123.49	174.02
Potencia consumida en despegue	Potencia consumida en vuelo
292.41	241.87
Mayor valor de potencia requerida para operar [W]	
456.88	

Tabla 6. Parámetros del primer modelo construido. Fuente: Autor

En la Tabla 6 se pueden apreciar los parámetros propios del modelo, datos que incluyen componentes aerodinámicos, geométricos y energéticos. Aquellos de color verde son los datos conocidos en el modelo siendo algunos explicados anteriormente, los demás son explicados en el Anexo A. En el caso de la eficiencia del avión y de la hélice se toman al 80% basados en la experimentación de aeromodelistas profesionales y datos de fabricantes. En raras ocasiones los fabricantes ofrecen curvas de potencia para tener como base en el estudio, por ello se hace uso de la experticia de aquellos que trabajan en el campo.

El porcentaje de potencia del motor para régimen constante hace referencia al valor porcentual en el que se mantiene el stick del canal de aceleración para que el vehículo mantenga la potencia a calcular. En este caso, dado que se va a calcular una potencia teórica, este valor se deja establecido en 1. No obstante, para poder seleccionar la planta motriz, este mismo debe estar situado entre el 60% y el 80% para dejar al menos un 20% de emergencia en caso de falla de alguno de los componentes del modelo.

El porcentaje de carga útil se deja establecido en 29% por facilidad en los cálculos, pues su influencia es casi nula en los cálculos energéticos del modelo así como en su comportamiento aerodinámico, todo esto conforme al modelo utilizado.

La velocidad de despegue normalmente es un valor de diseño, solo que en este caso corresponde a un valor medido en las pruebas realizadas a priori.

El coeficiente de sustentación para despegue (C_L) es calculado según la necesidad del vehículo pero verificado dentro de un rango que permita el modelo.

Con todos los parámetros dados en la Tabla 6, se pueden obtener los resultados al final de la misma. La potencia de arrastre parásita es generada por defecto al ser sometido a una velocidad dentro del fluido que es el aire. En este caso es de 4.87 [N], una fuerza considerablemente grande si se recuerda que la planta motriz es la encargada de contrarrestar esta potencia de pérdidas.

La fuerza de arrastre inducido en cambio es bastante baja si se le compara a su contraparte. Al tomar las potencias de pérdidas y multiplicarse por la velocidad crucero a la que vuela, el resultado de la energía es de 118.38 [W]. Una cantidad no despreciable para el tamaño del vehículo.

La potencia requerida para la velocidad de ascenso se puede apreciar también en la Tabla 6. Para el segundo prototipo fue posible medir la potencia, resultando esta en 123.49 [W]. La potencia de aceleración obedece

a la energía usada por el vehículo desde el reposo hasta la velocidad de despegue mínima requerida. Para este caso dicha potencia es de 174.02 [W].

Mencionado esto, se procede a realizar la sumatoria de potencias, empezando por la potencia de despegue, esta resulta en 292.41 [W] siendo evaluada a la velocidad de despegue, seguido por la potencia consumida en vuelo sin la relación de asenso sería de 241.87 [W] siendo evaluada a la velocidad crucero. De estas dos se escoge la mayor de la potencias, aplicando la Fórmula (15) resulta en 456.88 [W]. Estas potencias son comparadas con los datos reales de vuelo. En la Figura 42 se observan los datos reales de la potencia del modelo. Se puede observar una fluctuación en la potencia requerida debido al control ejercido por el piloto Automático para efectuar la maniobra, no obstante, realizando una ponderación de cada uno de los picos, se puede obtener un promedio de la potencia general utilizada por el modelo. El error entre los modelos es del 28%, este error corresponde a la diferencia de la energía calculada como de la energía real consumida, no obstante, la energía calculada es superior a la realmente utilizada.



Figura 43. Potencia real medida del modelo. Fuente: Autor

En el tercer prototipo la medición de potencia fue obtenida con una aproximación más cercana a la realidad. Esto obedece a que el control del piloto automático fue sintonizado para un mejor desempeño y es evidenciado en la Figura 43. No obstante, existen pequeñas fluctuaciones aun dadas al control que realiza, pero la gráfica muestra el recorrido del vuelo de prueba total del avión. El pico al comienzo de la gráfica indica el despegue del modelo, correspondiente a 516 [W] aproximadamente. Los demás parámetros son similares entre los dos modelos. No obstante las diferencias entre los coeficientes corresponden a construcciones geométricas dado que en el segundo prototipo el fuselaje poseía una mayor amplitud que en el tercer prototipo. Estos coeficientes son estimados, ya que su cálculo matemático requiere de grandes habilidades en modelos no lineales, y en lo general se calcula con ayuda de túnel de viento.

Parámetros y constantes	
Densidad Volumétrica Aire (Kg/m ³)	Constante Gravitacional
1.11	9.80
Coefficiente de drag parásito	Se recomienda entre 0.025 y 0.040 para aviones de tren
0.04	
Coefficiente de drag inducido	Coefficiente de Oswald
0.0036	0.70
	Puede ser de 0.6 para aviones de ala baja y de 0.8 para aviones de ala alta
Aspect Ratio	6.61
Eficiencia del motor a máx potencia	0.8
Eficiencia de la hélice	0.8
% de potencia del motor para régimen constante	1
Parámetros de diseño iniciales	
Peso del avión [Kg]	Superficie del ala [m ²]
3.3	0.518
% carga útil	Velocidad despegue [m/s]
29	15
Cuerda del ala [m]	Velocidad de crucero
0.28	22.25
Ángulo de ascenso	Distancia de despegue X [m]
10	32
CL Requerido para despegue	Cl requerido para crucero
0.5	0.23
Cálculo de potencia	
Potencia disipada por drag [W]	
Fuerza drag parásito [N]	Fuerza drag inducido [N]
5.69	0.51
Potencia drag parásito	Potencia de Drag inducido
126.67	11.25
137.92	
Potencia requerida por razón de ascenso [W]	Potencia para aceleración en una distancia X [W]
124.95	174.02
Potencia consumida en despegue	Potencia consumida en vuelo
311.95	262.87
Mayor valor de potencia requerida para operar [W]	
487.42	

Tabla 7. Parámetros de construcción del segundo modelo. Fuente: Autor

El cambio con el prototipo 2 se ve reflejada en la velocidad de crucero, de despegue, y la distancia de vuelo. La forma de medir la distancia de despegue fue haciendo uso del GPS a bordo con el que el piloto automático

funciona, tomando como punto final aquel en el que el modelo presenta un viraje lateral. El coeficiente de sustentación se mantiene en un valor adecuado, y realizando los cálculos respectivos, se obtiene que para el tercer prototipo la mayor potencia requerida es de 487.42 [W], obteniendo un error con los cálculos del 5.5%.

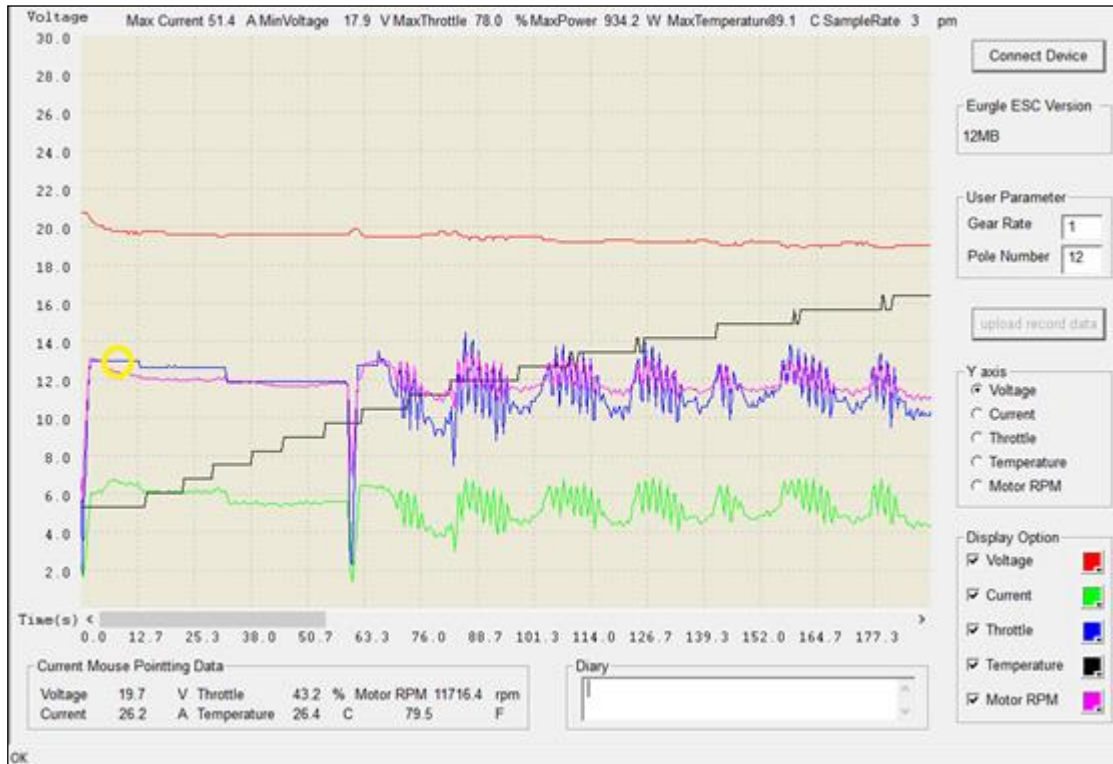


Figura 44. Medición de la potencia real consumida en el tercer prototipo. Fuente: Autor

Considerando esto, se decide no modificar las variables aerodinámicas del avión, sino en cambio afectar los parámetros que influyen directamente en la eficiencia del motor y de la hélice, esto con el fin de no alterar la parte geométrica y diseño del avión, considerando que son valores muy cercanos a los estándares usados para los motores eléctricos trifásicos con este régimen de revoluciones y de potencia, y la hélice tripala seleccionada. Esta hélice depende de la aplicación en el vehículo, es decir, la forma y tamaño de la hélice debe estar de acuerdo a la forma y tamaño del avión, además del sitio donde es ubicada, pues de esto depende su eficiencia. Si la hélice es ubicada en la parte delantera es conocida entonces como tipo "puller" o de tracción, y cuando es ubicada en la parte trasera se le conoce como tipo "pusher" o de empuje. Las superficies que se encuentren delante de la hélice afectan su desempeño.

Considerando lo anteriormente mencionado, se buscó verificar el modelo usado para diseñar la parte energética del avión y del modelo aerodinámico

en sí, construyendo un tercer prototipo alternativo pero de menor peso. Los parámetros usados anteriormente son mantenidos, y comparando su desempeño con el real, el error encontrado es del 1%. Esto logró que el modelo matemático fuese la aproximación más cercana hasta ahora encontrada en los prototipos construidos. Los datos se encuentran evidenciados en la Tabla 8.

Parámetros y constantes	
Densidad Volumétrica Aire (Kg/m ³)	Constante Gravitacional
1.11	9.80
Coefficiente de drag parásito	Se recomienda entre 0.025 y 0.040 para aviones de tren
0.04	
Coefficiente de drag inducido	Coefficiente de Oswald
0.0036	0.70
	Puede ser de 0.6 para aviones de ala baja y de 0.8 para aviones de ala alta
Aspect Ratio	6.61
Eficiencia del motor a máx potencia	0.77
Eficiencia de la hélice	0.77
% de potencia del motor para régimen constante	1
Parámetros de diseño iniciales	
Peso del avión [Kg]	Superficie del ala [m ²]
2.65	0.518
% carga útil	Velocidad despegue [m/s]
29	16.5
Cuerda del ala [m]	Velocidad de crucero
0.28	22.25
Ángulo de ascenso	Distancia de despegue X [m]
10	37
CL Requerido para despegue	Cl requerido para crucero
0.33	0.18
Cálculo de potencia	
Potencia disipada por drag [W]	
Fuerza drag parásito [N]	Fuerza drag inducido [N]
5.69	0.33
Potencia drag parásito	Potencia de Drag inducido
126.67	7.26
133.93	
Potencia requerida por razón de ascenso [W]	Potencia para aceleración en una distancia X [W]
100.34	160.87
Potencia consumida en despegue	Potencia consumida en vuelo
294.79	234.27
Mayor valor de potencia requerida para operar [W]	
488.29	

Tabla 8. Parámetros del modelo alternativo de menor peso del tercer prototipo. Fuente: Autor

El cuarto prototipo es el de escala real proyectado a diseñar. Los parámetros geométricos y dinámicos del mismo dependen de los cambios físicos en la construcción de este. La potencia total requerida calculada para operar es de 985.97 [W]. La potencia real fue de 986 [W] aproximadamente. A diferencia de los modelos anteriores, los parámetros acá son ajustados para poder determinar la eficiencia de la hélice, pues la hélice fue modificada a una de dos palas, además que las superficies en frente de la misma son diferentes a las ya empleadas, y el área proyectada del fuselaje es mayor comparativamente hablando. Todo esto conlleva que sea la eficiencia de la hélice la afectada por todos los cambios mencionados. Aun así, este valor no se encuentra alejado del esperado, resultando en 65.5%.

La herramienta usada y las fórmulas presentadas pueden ser utilizadas como base para el cálculo de otros modelos que se deseen construir. Estas herramientas proveen todo lo necesario para validar el desempeño del prototipo, en cuanto a energía, modelado y fabricación se refieren.

En las figuras 44 y 45 son gráficas de potencia utilizadas para determinar el tipo de hélice a emplear.

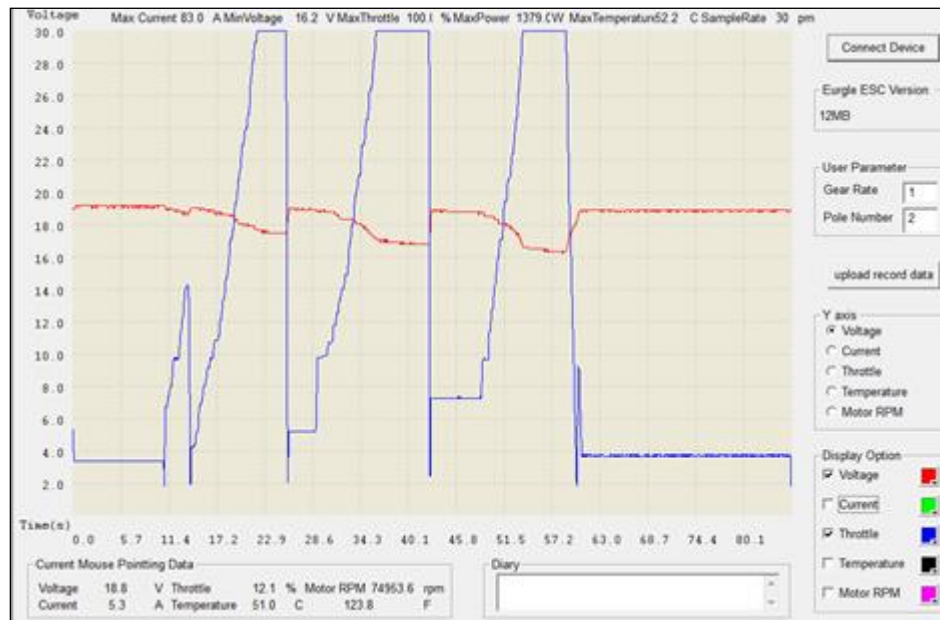


Figura 45. Desempeño de las hélices contra el voltaje de alimentación. Fuente: Autor

En la Figura 44 se observan tres crestas casi idénticas a la misma altura de color azul, las cuales indican el 100% de la aceleración. La gráfica denotada por el color rojo cuyas crestas descienden, hacen referencia al voltaje de la batería. Se hace necesario anotar que en el momento de exigir la máxima potencia del motor el voltaje de la batería tiende a descender.

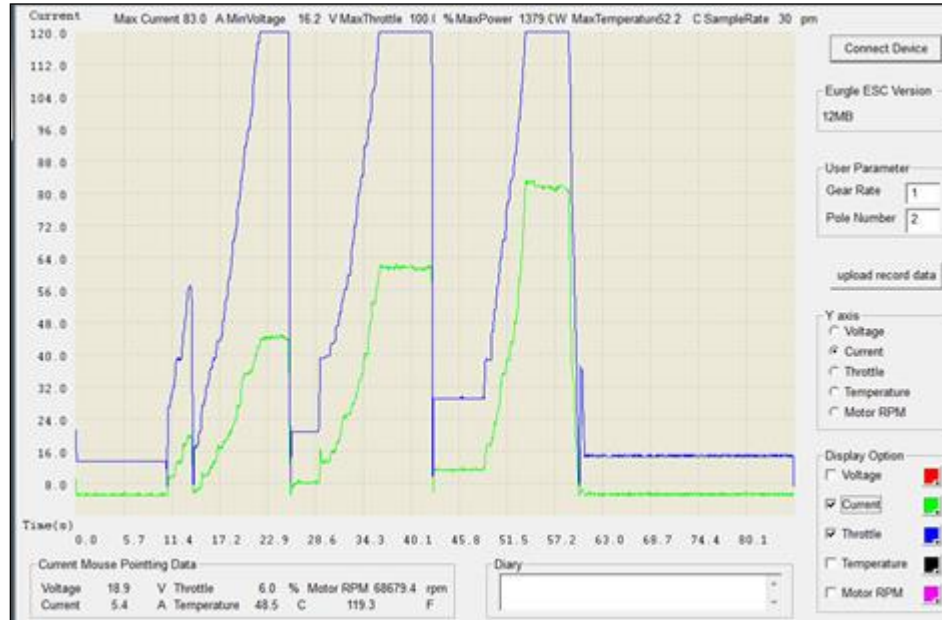


Figura 46. Desempeño de las hélices contra la corriente consumida. Fuente: Autor

En la Figura 45 se observan las mismas crestas de la aceleración del motor, pero comparadas con una gráfica de color verde que representa la corriente en amperios. Cada cresta de corriente representa el consumido por cada una de las hélices. En la primera cresta se alcanza una corriente aproximada de 44 [A], obedeciendo a una hélice tripala de 8x6. La segunda cresta representa 62 [A] aproximadamente, y representa una hélice tripala son de 9x5. La tercera gráfica es para una hélice tripala 10x5 con el valor más alto en 85 [A] aproximadamente. Tomando como valor de batería de referencia de 18.5 [V], se calcula la potencia requerida por el motor para ser alimentado con la primera hélice, resultando en 814 [W], lo cual fue suficiente para alimentar los prototipos primeros de 3.4 [Kg] aproximadamente.

Se sugieren estudios posteriores para mejorar el desempeño energético del avión con la selección adecuada de la planta motriz y de la hélice, dado que esta se encuentra muy ligada al tamaño del avión, la envergadura y el peso. Las hélices seleccionadas están sujetas a cambios para mejorar su desempeño. Aun así, los valores obtenidos son satisfactorios.

3.5.1 Selección de la planta motriz

Para la selección de la planta motriz fue necesario primero realizar un análisis de seguridad y confiabilidad de las tecnologías existentes actualmente en el mercado. La comparación fue realizada entre los motores

eléctricos “Brushless” (sin escobilla) [25] y los motores a combustión interna [26]. Ambos tipos de motores ofrecen cualidades únicas para la maniobra de aeromodelos.

Los motores “Brushless” ofrecen la opción de controlar casi que en forma lineal la potencia entregada por el mismo, bien sea haciendo uso del sistema radio controlado, o del piloto automático instalado en el modelo. Este tipo de motor permite que pueda ser apagado y encendido en cualquier momento y a voluntad del aeromodelista.

Aunque el motor posee una potencia nominal, definida, esta no es de utilidad si la hélice instalada es seleccionada en forma errónea. No obstante, la potencia puede ser controlada bien sea mejorando su desempeño o reduciéndolo únicamente cambiando la misma, y esto es posible en un rango mayor que el dado por los motores a combustión.

En caso de requerir el monitoreo del desempeño del mismo, es más sencillo poder verificar en tiempo real mediante un enlace telemétrico las condiciones energéticas que con un motor de combustión, esto es el gasto de energía instantáneo, el gasto acumulado, las revoluciones por minuto, incluso la temperatura del dispositivo.

Para el caso del lanzamiento del modelo, la hélice puede permanecer en reposo mientras se realiza la maniobra, esto es ventajoso y provee mayor seguridad para el equipo y/o la persona que se encuentra asistiendo el despegue dado que hasta no haber obtenido la altura y velocidad adecuadas es que se arranca el motor.

Los motores eléctricos son de menor peso y tamaño que los motores a combustión, esto es gracias a la forma en que están fabricados, permitiendo una mejor distribución en el peso del modelo y de la misma forma una menor carga estructural en el anclaje del mismo, como en el fuselaje.

El ruido producido por los motores eléctricos dado por las vibraciones es mucho menor, básicamente este es generado por el movimiento de la hélice y no por el mecanismo del motor, significando en menor interferencia en los equipos electrónicos presentes a bordo.

El tiempo de vuelo estimado es proporcional al tamaño de la planta motriz y al conjunto de baterías usadas para su alimentación.

El motor a combustión interna por su parte ofrece una larga duración en el vuelo dado por el tamaño y la capacidad del depósito de combustible. Adicionalmente el vuelo puede ser reanudado con solo llenar el tanque del

combustible, a diferencia del motor eléctrico que depende de la carga de las baterías.

El costo de la planta motriz es menor comparado con el de un motor eléctrico, no obstante el combustible y el equipo necesario para su arranque y manipulación eleva el mismo.

El encendido durante la maniobra de despegue es un proceso de mucho cuidado y en varias ocasiones requieren de la mano experta para desarrollarlo, lo que significa en un riesgo no sólo para el asistente de vuelo, sino para el modelo mismo en el dado caso que este se apague durante una maniobra. Esto puede ser corregido con un encendido eléctrico añadido a la planta, pero además de elevar el costo de adquisición, no asegura una completa fiabilidad para su manipulación.

A medida que el combustible es consumido, el centro de masa del avión cambia, requiriendo de gran experticia del piloto para ejercer la maniobra adecuada y que el modelo no sufra de daños por accidentes.

El sistema más pequeño de combustión interna es de 320 [g], adicionalmente del peso de la batería necesaria para alimentar el sistema.

En la Tabla 9 se realiza una comparación cuantitativa de las dos plantas motrices.

Planta motriz Glow (combustión) Vs Planta motriz Brushless (eléctrica). Comparación de masas		
Se consideran únicamente las dos plantas más cercanas a suplir la necesidad energética de nuestro vehículo, sin embargo las pruebas se realizaron con planta eléctrica puesto que ofrece una mayor facilidad para obtener datos de vuelo	Denominación comercial	
Elementos necesarios para su implementación en el vehículo [g]	Motor O.S. 0.46AX	Turnigy Aero drive SK3 - 5045-660kv
Masa del Motor	489	280
Bancada	60	0
Servo de aceleración	40	0
Mangueras y accesorios	50	0
Control de velocidad ESC	0	52
Tanque de combustible	140	0
Combustible	850	0
Baterías	200	2300
Refuerzos estructurales para instalación	200	0
Reguladores de voltaje para electrónica	60	30
Sensor de RPM para control	30	0
FEMA Encendido eléctrico sin batería	320	0
Total [g]	2439	2662

Tabla 9. Comparación cuantitativa de las plantas motrices tanto para un motor eléctrico como para un motor a combustión. Fuente: Autor

Basados en los cálculos ya realizados, la potencia requerida por la planta motriz debe estar entre los 1230 [W] y los 1400 [W]. La potencia total en vuelo será de 360 [W] con un peso definitivo de 6.9 [Kg], aplicando las eficiencias de hélice y motor la potencia consumida será de 770 [W] a una velocidad de 70 [Km/h].

La energía necesaria para mover el avión bajo estas condiciones, es decir, viajar a velocidad crucero (70 [Km/h]) durante 30 minutos es calculada con la Fórmula (18).

$$J = P * t \quad (18)$$

Donde J es la energía necesaria en Joules, P es la potencia necesaria y t es el tiempo de vuelo en segundos. Esto resulta en un total de 1'386.000 [J].

Asumiendo el uso del motor eléctrico por las ventajas ya mencionadas, se hace necesario adquirir el juego de baterías que permitan su funcionamiento y den la autonomía necesaria para volar durante este tiempo. Considerando que una batería de 5 celdas posee un voltaje nominal de 18.5 [V] y una corriente de 4000 [mAh]

$$18.5 * 4 * 3600 [s] = 266000 [J]$$

De modo que son requeridas 5 baterías para cumplir con las condiciones requeridas.

A continuación se lista la planta motriz seleccionada.

a. Motor.

El motor seleccionado es uno tipo “Brushless”, cuya referencia es Turnigy Aero drive SK3-5045 de 660 [Kv] [28]. El motor es presentado en la Figura 46.



Figura 47. Motor eléctrico brushless seleccionado como planta motriz. Fuente: [28]

Las características del motor son:

Vueltas: 12T
Voltaje: 4~5S, 14.8~18.5 [V], Li-polímero.
RPM/V: 660 [Kv]
Resistencia interna: 0.014 [ohm]
Carga máxima: 60[A]
Potencia Máxima: 1410 [W]

Diámetro del eje: 6.0 [mm]
Taladros de tornillos: 25 [mm]
Peso: 280 [g]

Las hélices son del tipo bipala, plegables, hechas en fibra de carbono y resina, de 12 x 8 " [29]. La Figura 47 muestra el par seleccionado.



Figura 48. Hélices seleccionadas para la planta alar. Fuente: [29]

Este tipo de hélice requiere de un accesorio especial para su montaje, el spinner seleccionado es hecho en aleación de aluminio de 45 [mm], con un diámetro mayor de eje de 6.0 [mm]. La Figura 48 expone el spinner escogido.

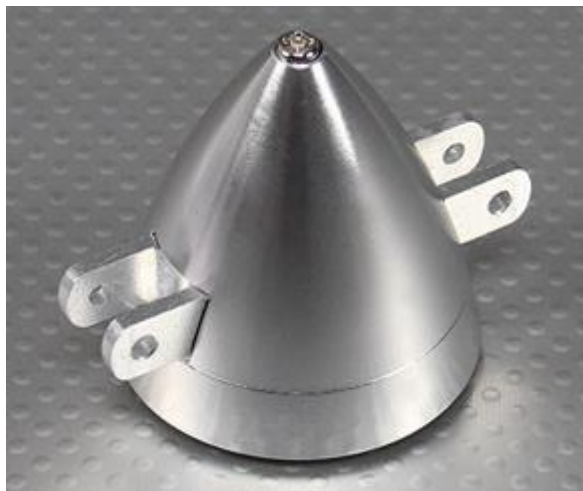


Figura 49. Spinner seleccionado para la hélice doble pala. Fuente: [30]

Las baterías para alimentar el motor son de la marca ZIPPY en su clase "compact" [31]. Son baterías con 4000 mAh de 5 celdas, hechas en un ión de litio y polímero. La Figura 49 es una muestra de las mencionadas.



Figura 50. Baterías para la planta motriz Zippy Compact 4000 mAh 5S. Fuente: [31]

A continuación se describen las características más importantes de la batería:

Capacidad: 4000 [mAh]
Voltaje: 5S1P / 5 cell / 18.5 [V]
Descarga: 25 ciclos constantes / 35 ciclos sobre carga
Peso: 460 [g]
Dimensiones: 147 x 34 x 44 [mm].
Conector de balance: JST-XH
Conector de carga: HXT4mm

Los motores tipo servo que fueron empleados para el movimiento de los alerones en el avión son los Turnigy TGY-S712G [32]. Los servomotores seleccionados poseen las características de ser delgados, livianos, hechos en aluminio y además, el sistema de engranajes es metálico. La Figura 50 es una fotografía del servomotor mencionado tomado de la fuente.

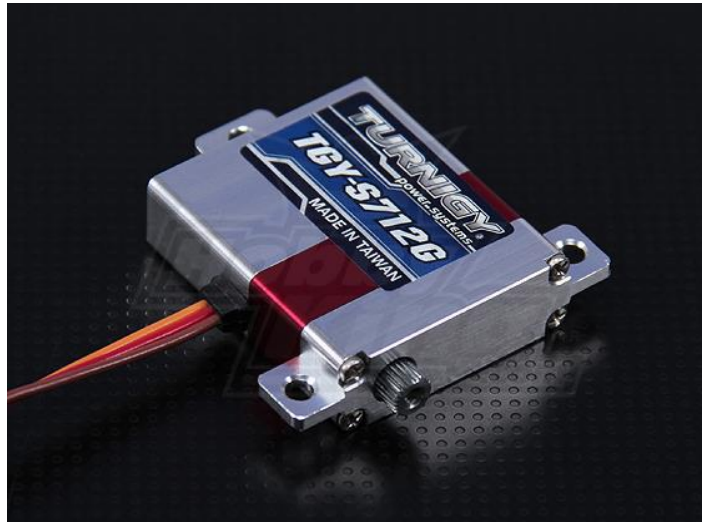


Figura 51. Turnigy TGY-S712G Servo para Alas delgado de aluminio. Fuente: [32]

Dentro de las características más importantes del servo motor se poseen las siguientes:

- Peso: 28.4 +/- 1 [g]
- Dimensiones: 30.00 x 10.0 x 34.50 [mm]
- Torque a 4.8 [V]: 6.0 [Kg/cm]
- Torque a 6.0 [V]: 7.0 [Kg/cm]
- Velocidad a 4.8 [V]: 0.15 s / 60 ° (sin carga)
- Velocidad a 6.0 [V]: 0.12 s / 60 ° (sin carga)

3.7 RESISTENCIA, SEGURIDAD Y FALLA

3.7.1 Evaluación del desempeño del prototipo

Basados en un estudio preliminar del contrachapado de la estructura, fue posible analizar la resistencia que posee la estructura del fuselaje. En la Figura 51 se observa que no hay una chapa en el medio del fuselaje, debido a que el objetivo era poder dejar un espacio amplio para ubicar los elementos del avión. No obstante, en este estudio se pudo observar que los laterales colapsan hacia el interior de la estructura.

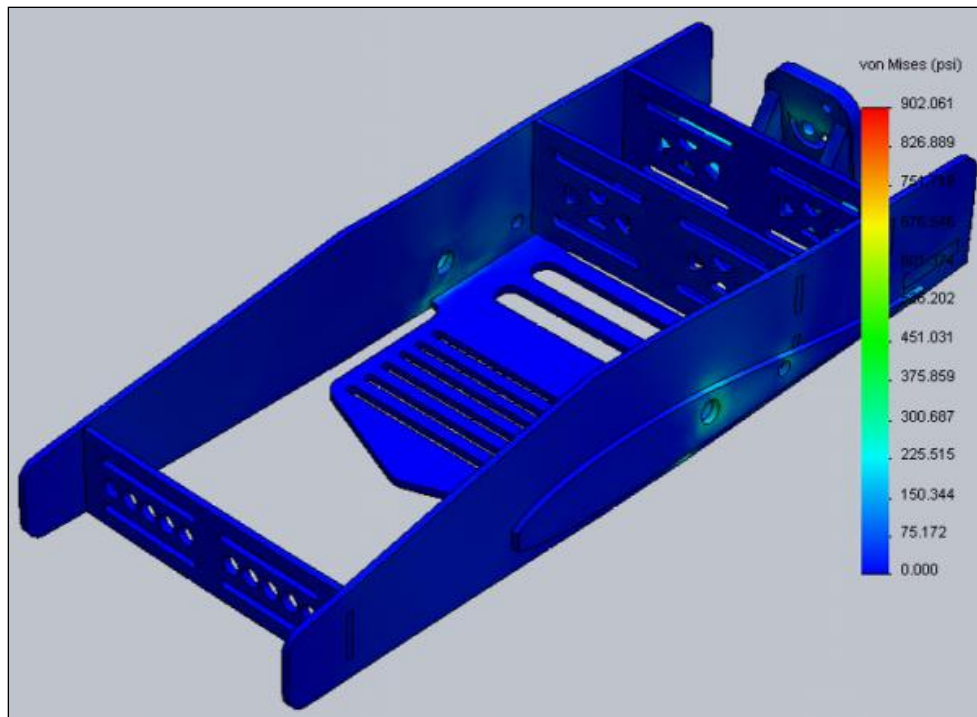


Figura 52. Estudio de resistencia de la estructura del fuselaje sin chapa interior. Fuente: Autor

Debido a la debilidad presentada, se decidió insertar una chapa en el medio de la estructura. En la Figura 52 se puede observar el estudio realizado a esta nueva configuración.

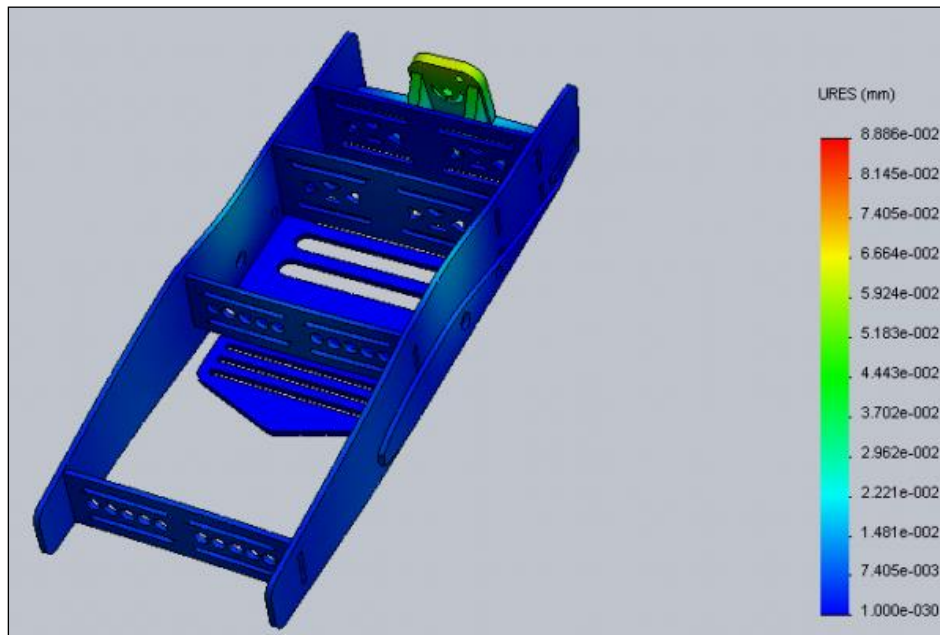


Figura 53. Estudio de resistencia de la estructura interna del fuselaje con contrachapado interno. Fuente: Autor

Aunque la deformación observada es mayor que en el primer estudio, y esto es, debido a la escala utilizada, la mejora en la resistencia estructural se hace notoria, demostrando como la chapa insertada es capaz de absorber la fuerza de compresión a la que es sometida la estructura. En la parte posterior se observa el empuje realizado por el motor a la estructura conocida como “bancada”, que es donde este será instalado.

Para poder contrarrestar las deformaciones obtenidas del estudio de resistencia al fuselaje, fue necesario realizar unos refuerzos al mismo en tela de kevlar y carbono. La tela fue cortada en láser y utilizada en las piezas laterales para mejorar la resistencia a la tensión y ayudar a distribuir los esfuerzos de las secciones con concentradores de esfuerzos como por ejemplo los agujeros de las bayonetas así como proteger la electrónica a bordo.

El uso de la tela mejoró el desempeño de la estructura, por lo que también fue utilizado para reforzar la bancada del motor, generando una alta deformación en el mismo antes de producirse la falla esperada. Dicha deformación fue beneficiosa para el modelo, dado que absorbe la energía como si de un resorte se tratara, además, en el momento de presentarse un torque elevado entregado por la potencia del motor, la bancada tiende a efectuar una incidencia negativa, que en lugar de empujar el avión hacia abajo, realiza un levantamiento que mejora la maniobrabilidad y el control del vehículo. El refuerzo de kevlar con la estructura se puede apreciar en la

Figura 53. La unión fue realizada con resina epóxica, material usado normalmente en aeromodelismo.



Figura 54. Refuerzo estructural realizado con la tela de kevlar con fibra de carbono. Fuente: Autor

En la Figura 54 es posible observar la falla estructural presentada en uno de los vuelos de prueba de los prototipos.



Figura 55. Daño estructural del fuselaje luego de un accidente. Fuente: Autor

La falla es producida específicamente en la zona esperada, en la parte delantera del modelo, protegiendo la electrónica interna. Es de anotar que los aviones no están diseñados para resistir choques o accidentes pero sí para minimizar el daño de su carga, dado el costo de los equipos al interior del mismo se hace necesaria esta consideración para garantizar su integridad.

En la Figura 55 es apreciable que la falla ocurre en el borde de ataque del refuerzo lateral ubicado que concuerda con el ala. La falla ocurre donde es deseado, protegiendo de esta forma el equipo interno a bordo del modelo.



Figura 56. Falla producida en el borde estructural de refuerzo lateral ubicado para concordar con el perfil alar. Fuente: Autor

La falla producida en la parte delantera del perfil, donde se encuentra el borde de ataque del mismo, produjo que la misma fuere completamente desprendida del avión. Esta zona es donde será ubicada la cámara fotográfica, la cual estará protegida con EPP, acudiendo a las características del mismo para que la energía no sea absorbida sino devuelta. Lo esperado en este caso es que se desprenda toda la punta protegiendo el equipo. Esta característica ha sido probada varias veces con éxitos.



Figura 57. Falla frontal en el modelo producido por el choque a alta velocidad. Fuente: Autor

La Figura 56 muestra el efecto ocurrido luego de un accidente. En el mismo, el avión recibió el impacto en forma frontal, además de haberlo hecho a gran velocidad. Es posible observar que la estructura falló donde se tenía planeado hacerlo (como ya se ha descrito), además que las alas permanecen íntegras. En la Figura se puede observar unas pequeñas deformaciones en el forrado de las mismas pero es por el efecto del sol y el calor dado que es un material termo incogible. La bayoneta más pequeña (la de 8 [mm]) falló como era esperado, la de 12 [mm] rellena de fibra de vidrio se mantuvo intacta. La chapa frontal que protege el piloto automático también presentó fallas debido a la fuerza del impacto. El EPP, el elemento amortiguador, realizó correctamente su papel al proteger el equipo presente absorbiendo la energía. En este caso se quebró por no haber forrado el material con papel termoplástico que solo está disponible para importación, además que fue hecho a propósito para observar el desempeño del mismo sin forrar.

Las reparaciones del fuselaje son sencillas de realizar y en corto tiempo. Puede apreciarse además que la zona protegida por la tela de kevlar y carbono se mantuvo intacta, resguardando la electrónica a modo que el piloto automático continuó su funcionamiento, enviando señal de telemetría y GPS, lo que facilitaron su ubicación cuando se dispuso a recuperar el modelo.

3.7.2 Aplicación de los resultados al diseño a escala real

Basados en estos prototipos con envergadura de 1.9 [m] se procede a diseñar el fuselaje del modelo de 2.4 [m]. El diseño se mantiene en casi todos sus detalle, exceptuando algunas mejoras realizadas como por ejemplo, en la cuaderna inferior donde se fija el gancho para el lanzamiento con el caucho bungee, fue adicionada otra chapa más como refuerzo y también, otra capa de kevlar carbono. Las ranuras no son hechas de lado a lado, sino que son interrumpidas en el medio con material. La Figura 57 permite observar esta característica mejorada, en la zona que está iluminada con color anaranjado.

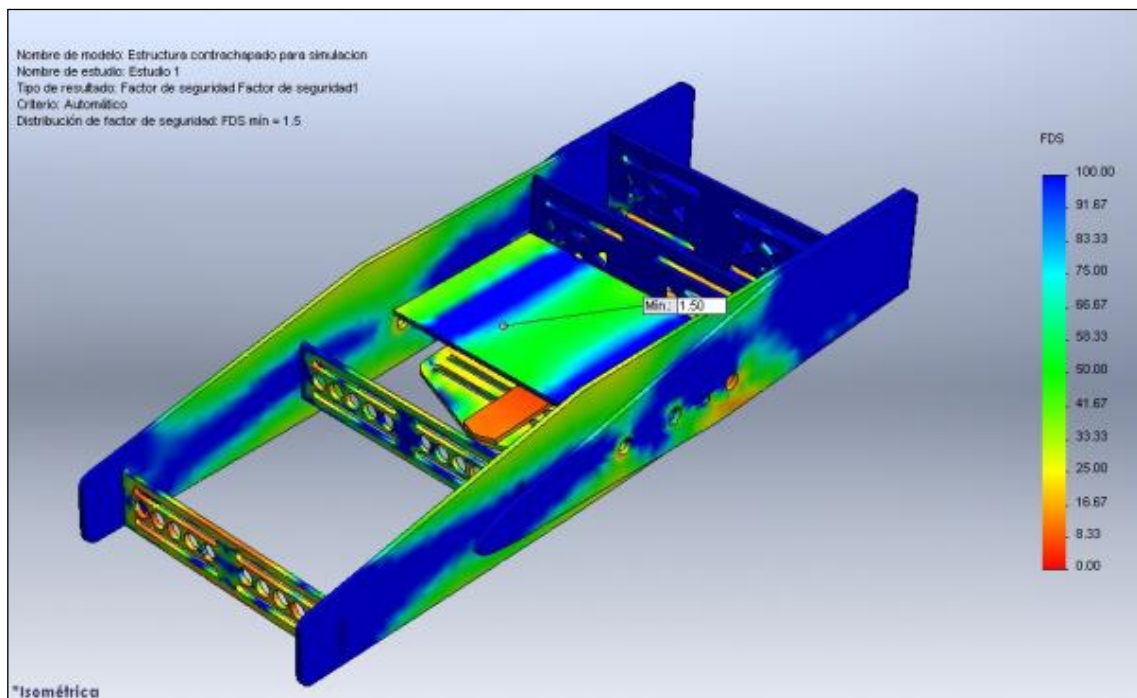


Figura 58. Simulación para el cambio de elevación a fuerzas 4G. Fuente: Autor

Esta simulación incluye una fuerza ejercida por el cable del bungee de 20 [Kg-F]. Esta tensión es transmitida a la estructura en la aceleración del arranque. Cuando ocurre este proceso, las fuerzas G afectan de mayor manera las partes de la estructura que poseen los elementos y equipos más

pesados, de manera que el factor de seguridad usado en la simulación de la Figura 57 se reduce. No obstante, el factor de seguridad mínimo es 1.5 en un elemento no estructural y cumple con éxito la simulación dada pues el fuselaje no se somete a cargas variables, sino que por el contrario todos los elementos poseen cargas dinámicas limitadas.

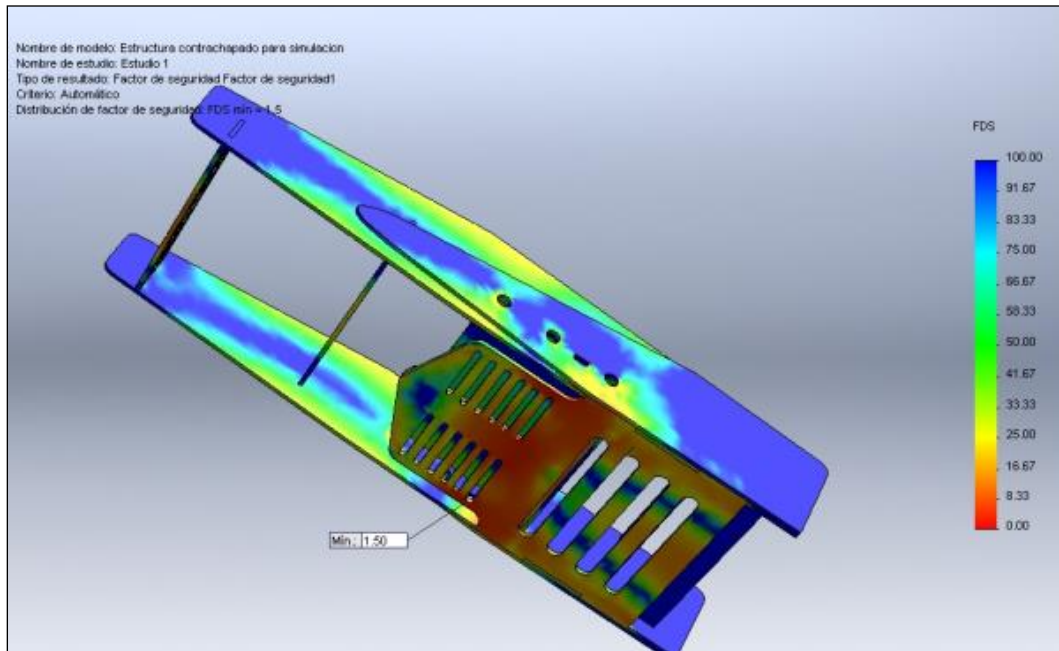


Figura 59. Simulación para el gancho bungee. Fuente: Autor

En la simulación mostrada en la Figura 58 se tuvo en cuenta el peso de las baterías de 400 [g] en cada una de las chapas dónde serán sujetas.

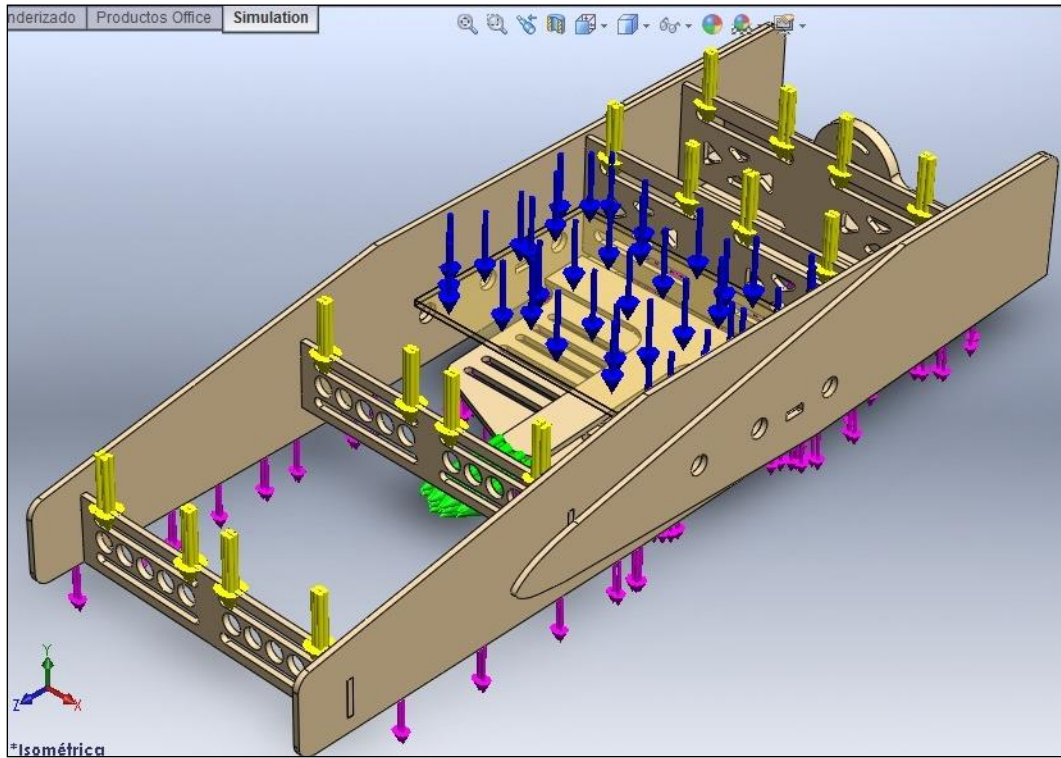


Figura 60. Cargas para simulación de elevación con fuerzas de 4G. Fuente: Autor



- Fuerza 1 - Verde: Tensión del caucho Bungee[b].
- Fuerza 2 - Azul: Peso del Equipo electrónico.
- Fuerza 4 - Amarilla: Batería.
- Fuerza 5 - Amarilla: Batería.
- Fuerza 6 - Amarilla: Batería.
- Fuerza 7 - Amarilla: Batería.
- Fuerza 8 - Rosa: Carga útil.

Figura 61. Fuerzas Simuladas en el Fuselaje. Fuente: Autor

En esta simulación no está incluida la carga dada por la aceleración frontal. Solo fue incluida una aceleración radial debido a un cambio brusco de elevación con un máximo de 4.4G. Por lo tanto, los esfuerzos resultantes en

la simulación mostrada con flechas amarillas, equivalen a 4 veces el peso de las baterías, ubicadas en un área pequeña donde serán ajustadas.

Esta simulación también presenta unas flechas azules las cuales representan la carga distribuida del equipo de electrónica. Para el equipo electrónico se tuvo por peso total 400 [g] distribuidos en toda la bandeja.

Esta fuerza del motor corresponde a 2.5 [Kg-F] que es la generada por el mismo. No es recomendable usar un motor de mayores prestaciones pues no sería eficiente energéticamente hablando. En la parte inferior se pueden observar unas flechas verdes que corresponden a 20 [Kg-F] ejercidos por el cable del bungee para el lanzamiento del Vehículo.

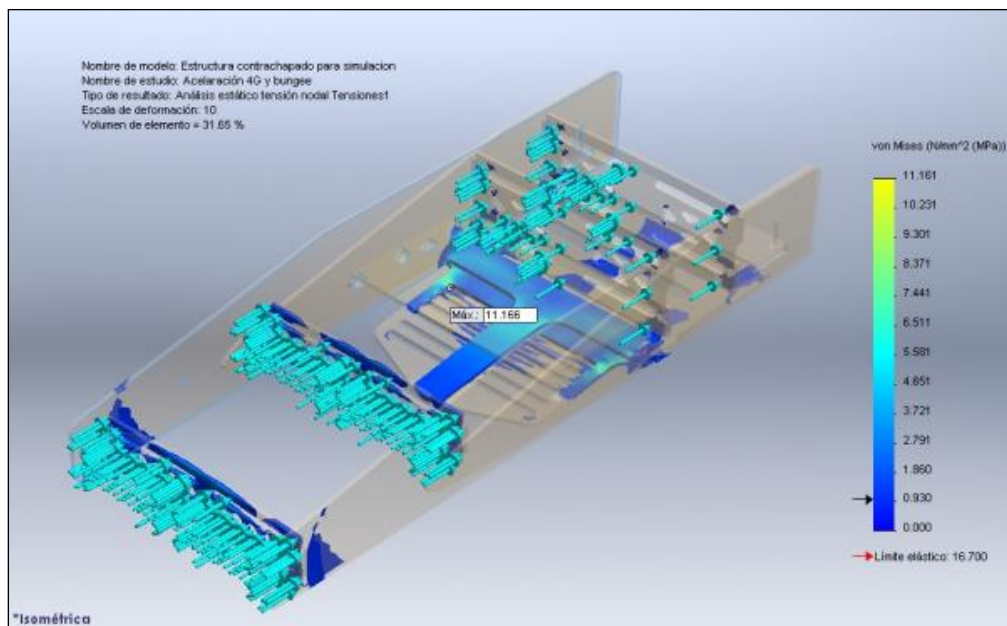


Figura 62. Cargas adicionales para la simulación del lanzamiento. Fuente: Autor

En la Figura 61 se generan las cargas frontales de 16N por cada elemento ejercidas por la aceleración del cuerpo en el lanzamiento, esto por la inercia de su masa, considerando los parámetros ya mencionados y así completar el estudio estático que se realiza a esta estructura para verificar los resultados de resistencia.

De esto se concluyen dos resultados principales:

Uno, del factor de seguridad de 1.5, que es el expuesto en la Figura 57, indicando que la estructura en su parte más débil soportaría hasta 1.5 veces la carga establecida actualmente. Este resultado es aceptable para el diseño dado. Se debe tener en cuenta que esta estructura distribuye mejor los

esfuerzos en el momento en que el EPP sea instalado, repartiendo la carga en las partes laterales del fuselaje, mejorando el desempeño del mismo. Con esta simulación sólo se evaluó la estructura basada en el contrachapado de pino, no fue tenido en cuenta el refuerzo hecho con tela de kevlar de carbono en las zonas laterales del fuselaje. En la escuadra inferior donde se ajusta el bungee para el lanzamiento también fue necesario hacer el refuerzo con kevlar. El mínimo de la distribución del factor de seguridad se encuentra en el soporte de anclaje del gancho para el bungee, probando que este elemento necesita del refuerzo con kevlar Carbono.

Dos, en la Figura 58 el factor de seguridad es 1.5, dado que el esfuerzo reparte en mejor forma las cargas a nivel lateral, y las chapas frontales están sometidas al esfuerzo como vigas en lugar de flexión frontal. En ese sentido las chapas son más resistentes.

las zonas afectadas con este mínimo (representadas por colores rojos y amarillos) fueron reforzadas con tela de kevlar y carbono pues son las zonas más propensas a romperse. De esta forma se garantiza un mejor desempeño del material en la estructura y se sale del umbral de falla marcado por la simulación.

Además del uso del kevlar, se realizaron unas uniones con resina epóxica y microballoon, un material esférico de fibra de vidrio, en las esquinas de unión entre la T de refuerzo y el lateral del fuselaje. Así se asegura la corrección de la falla encontrada.

El factor de seguridad es satisfactorio, comprobado en las fallas estructurales a las que los prototipos fueron sometidos. Estas fallas encontradas en la simulación no han sido encontradas en las pruebas realizadas con los prototipos, de igual forma, el fuselaje no posee una característica estrictamente estructural con las alas, funcionando únicamente como un depósito de energía y elementos de vuelo. La parte de estructura es realizada con las barras integras sin uniones que atraviesan el fuselaje por los tres agujeros laterales del diseño, de forma que la carga transmitida en estos agujeros son despreciables, y en la simulación es tomada como un punto de anclaje o puntos fijos para poder simular el comportamiento dinámico en vuelo. Estos son los 3 puntos que sostienen el fuselaje en el momento de algún viraje o del lanzamiento.

3.7.3 Simulación de las cargas del Ala

Consideraciones iniciales

1. El ala se ancla a los puntos de apoyo de la bayoneta y se asumen como áreas de movimiento restringido debido a la rigidez del tubo de

carbono y para facilitar la simulación, las costillas internas se fijan como bisagras concéntricas al anclaje inicial. Figura 62

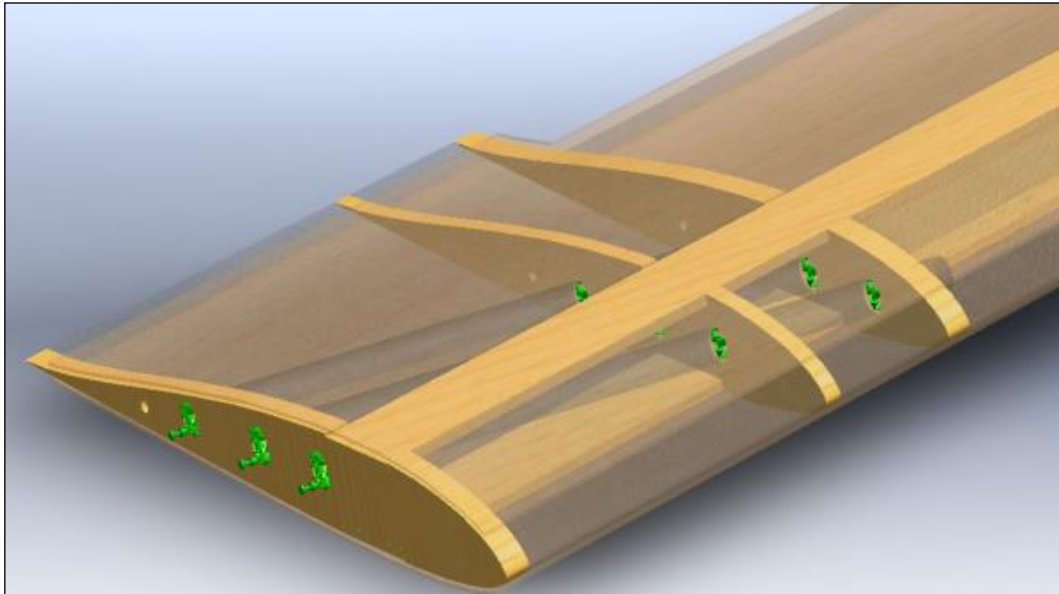


Figura 63. Áreas rígidas y juntas de bisagra para simulación. Fuente: Autor

2. Debido a la forma particularmente compleja y por su espesor de 1.5mm se hizo un corte en el borde de fuga del recubrimiento (Planquinado) en balsa para mejorar el trazado de la maya y evitar errores de cálculo. Figura 63

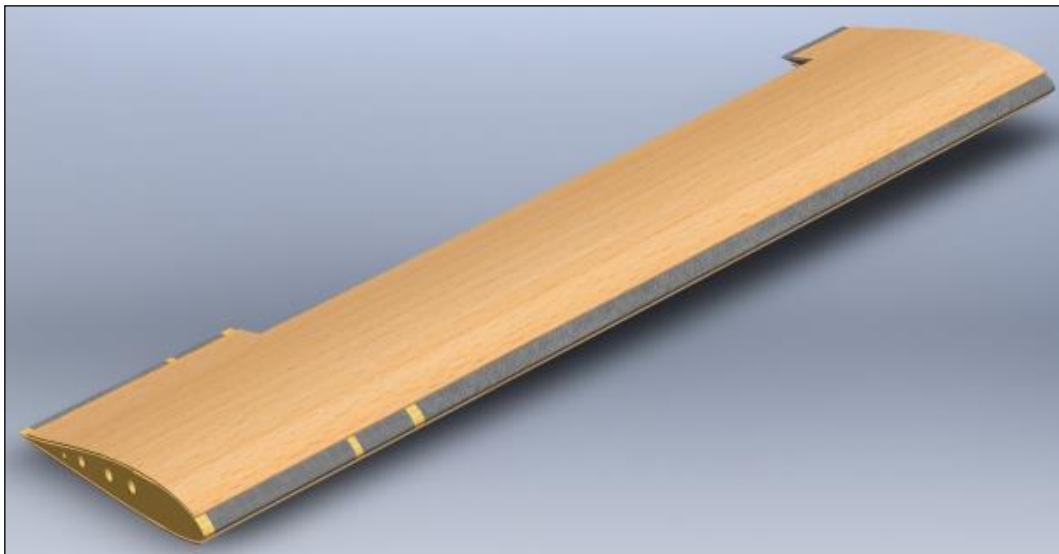


Figura 64. Recorte de material para evitar conflictos de mallado. Fuente: Autor

3. Se hizo necesario dejar un espacio de 0,5 [mm] en el contacto entre el planquín y la superficie del núcleo de icopor por problemas de interferencia entre sólidos, adicionalmente la unión entre superficies se realizó manualmente con unión rígida entre el recubrimiento de balsa y el núcleo de icopor lográndose el efecto más cercano al real al estar unidos con pegamento de contacto 3M Super77.
4. Se decide simular una carga uniforme a lo largo del ala pues este efecto es más crítico que la distribución real, pues produce momentos mayores en la raíz del ala, así que se aplica la carga en la superficie inferior del ala y se adiciona la fuerza de arrastre en sentido opuesto al movimiento. Figura 64.

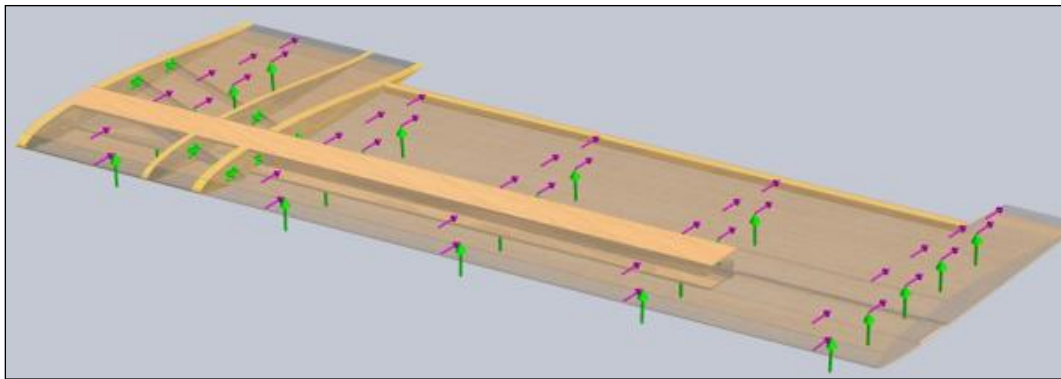


Figura 65. Cargas aplicadas al ala Sustentación y arrastre. Fuente: Autor

Teniendo en cuenta estas consideraciones, al aplicar la simulación se obtuvieron los siguientes resultados:

- a. Distribución de esfuerzos en el ala:

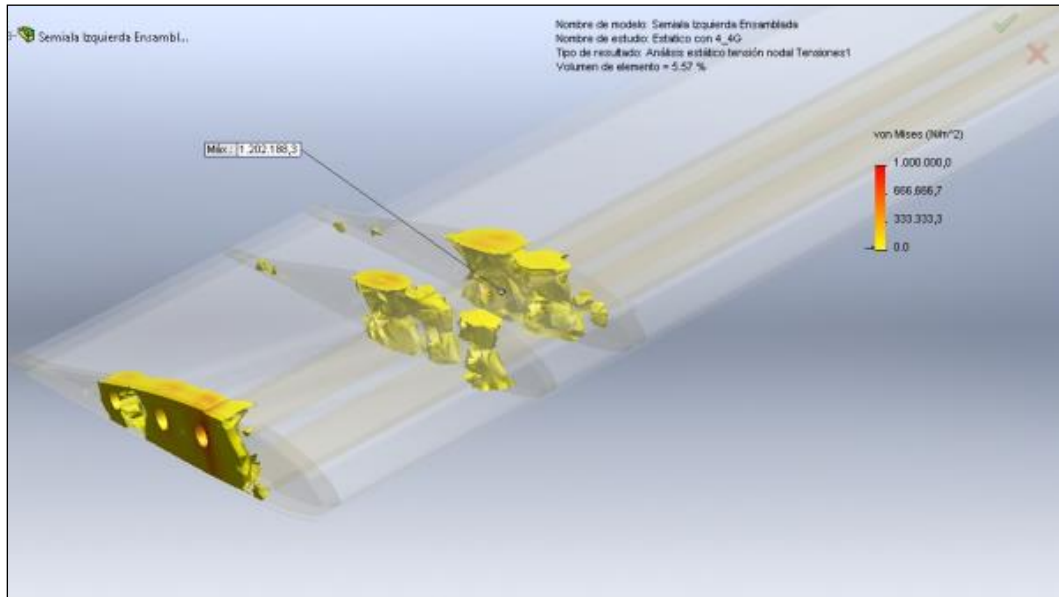


Figura 66. Distribución de esfuerzos en los elementos del ala. Fuente: Autor

En la Figura 65 se observa como fue previsto, que los elementos más afectados por la carga estructural en el ala son las costillas de soporte de las bayonetas (tubos de carbono), pues allí es donde las fuerzas convergen y donde las áreas de presión disminuyen para conducirse por los elementos estructurales.

Evaluando la distribución del factor de seguridad se encuentra que la sección baja de cada uno de los agujeros de apoyo de las bayonetas son los más propensos a la falla, sin embargo encontramos que el factor de seguridad en la sección más crítica es de 9.3, lo cual nos permite utilizar solo dos bayonetas en caso en que el vehículo no esté totalmente cargado.

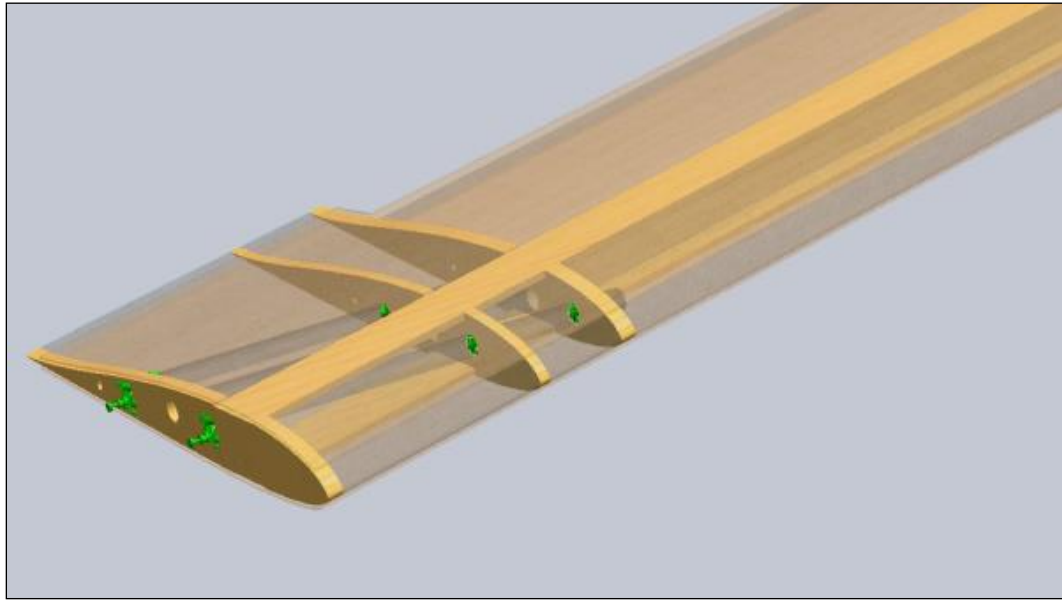


Figura 67. Distribución del factor de seguridad en las Bayonetas. Fuente: Autor

De esta manera, se disminuyó en peso y se protege el ala de sufrir daños mayores en caso de una colisión pues las bayonetas fallan primero protegiendo la estructura interna del ala. El factor de seguridad disminuye poco menos de dos unidades dando como resultado 7.6, es de anotar que las cargas se mantuvieron iguales para las dos simulaciones.

Estos elementos están sobre diseñados por decisión, pues de la experiencia recolectada durante los vuelos de los prototipos y de la información recopilada de las colisiones se determinó que es más sencillo y se prefiere hacer recambio de bayoneta que hacer una reparación interna en el ala del vehículo que tiene la anatomía más de una cirugía por el carácter invasivo de la misma.

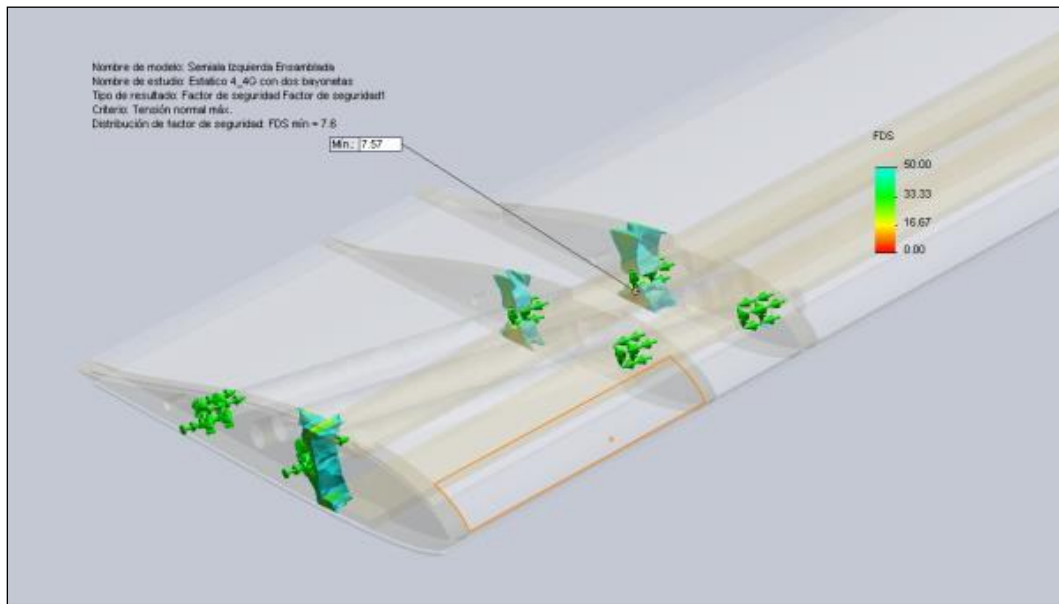


Figura 68. Esfuerzos en la estructura interna del ala. Fuente: Autor

4. TÉCNICA DE CONSTRUCCIÓN

Las técnicas de construcción utilizadas durante el desarrollo de este trabajo de grado son resultado de la investigación y experiencia personal del autor, sin embargo el libro [33] ilustra y complementa la información necesaria para lograr dominar la técnica de construcción que se eligió.

Se hizo la inclusión de varias técnicas de construcción utilizadas en la modernidad por Aeromodelistas, entre ellas se obtienen:

1. Construcción de estructuras a partir de elementos cortados con láser.
2. Construcción de superficies aerodinámicas recubiertas a partir de Núcleos de icopor.
3. Uso de materiales compuestos para refuerzo estructural y cubierta.
4. Uso de materiales no convencionales como Espuma de Polipropileno Expandido.
5. Corte de los núcleos de Icopor utilizando CNC.

4.1 Construcción de estructuras a partir de elementos cortados con láser.

Esta técnica se utilizó para lograr los requerimientos del diseño por su precisión y poco deterioro del material cortado, es una ventaja contar con los

elementos de construcción pre cortados y listos para su implementación pues el ahorro de esfuerzo y tiempo es abismal, así como la facilidad de hacer correcciones en el diseño e implementarlas en el próximo vehículo construido.

La estructura fue construida en contrachapado de pino de 4 [mm], usando el material de mejor calidad encontrado en el mercado local. El corte de los materiales fue hecho en láser (ver Figura 68), esto con el objetivo de reducir las imperfecciones y las fallas que se puedan presentar en el mismo por fisuras o daños en el corte.

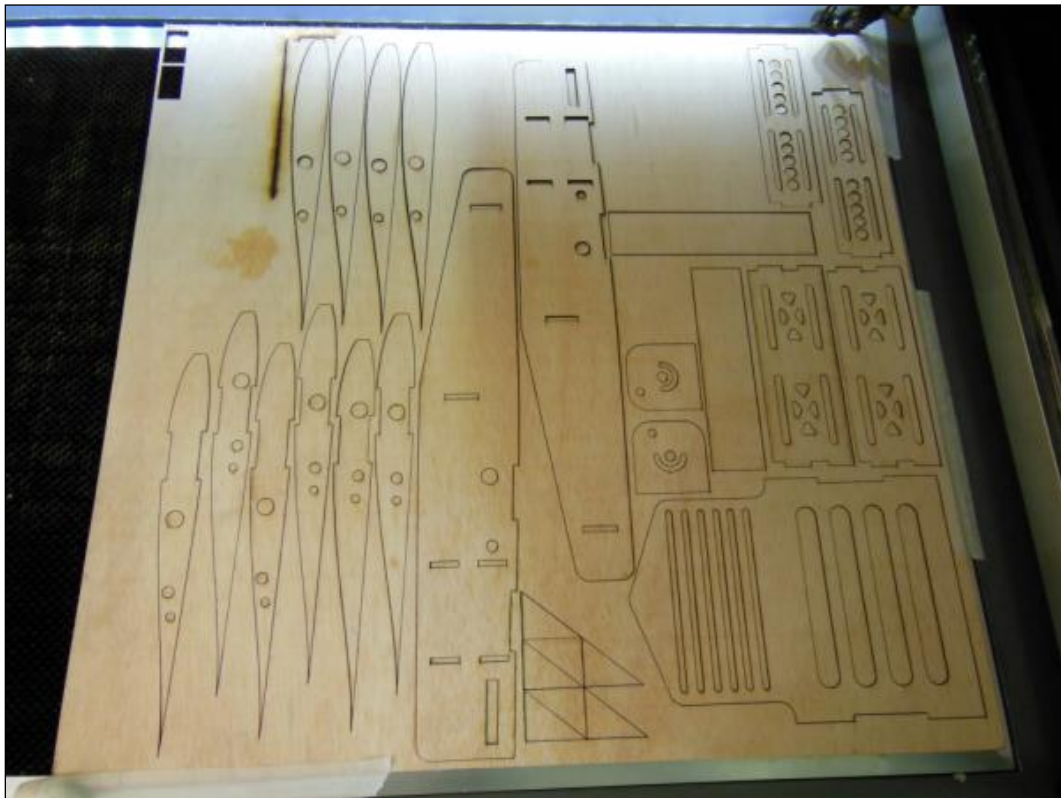


Figura 69. Corte en láser de la estructura interna del fuselaje. Fuente: Autor

En la Figura 69 se puede apreciar el corte realizado sobre la tela.

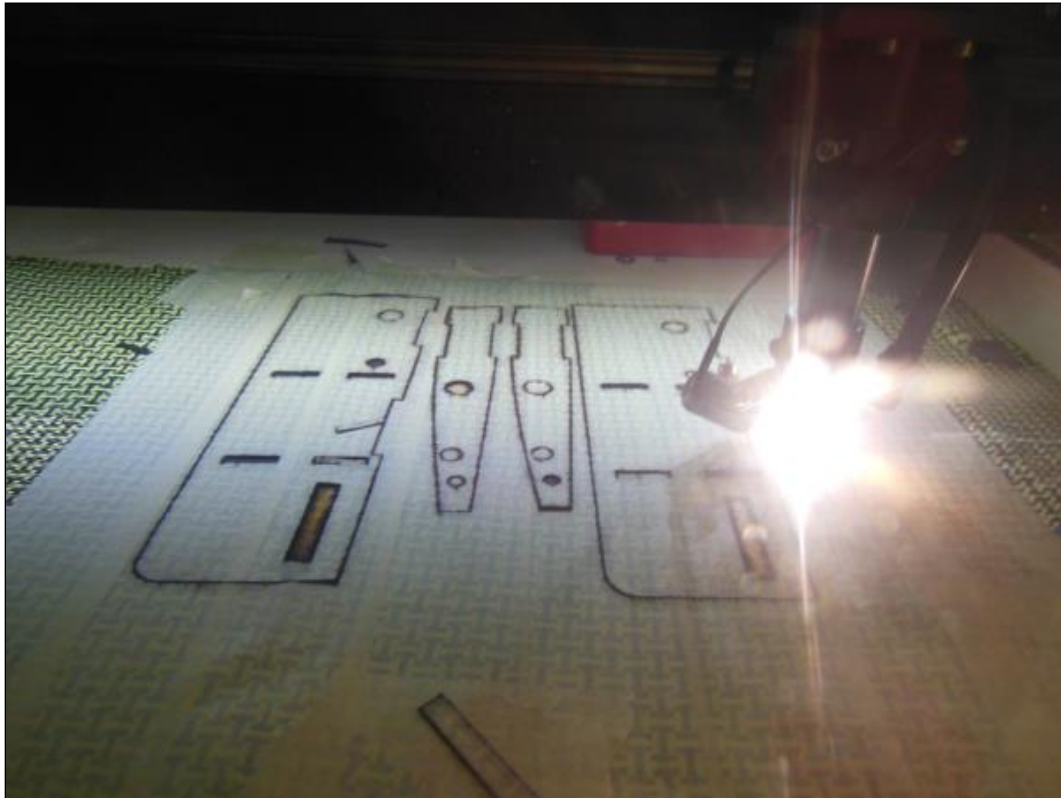


Figura 70. Corte en láser de la tela Kevlar y carbono para el refuerzo de las piezas laterales del fuselaje y costillas de anclaje de las alas. Fuente: Autor

4.2 Construcción de superficies aerodinámicas recubiertas a partir de Núcleos de icopor.

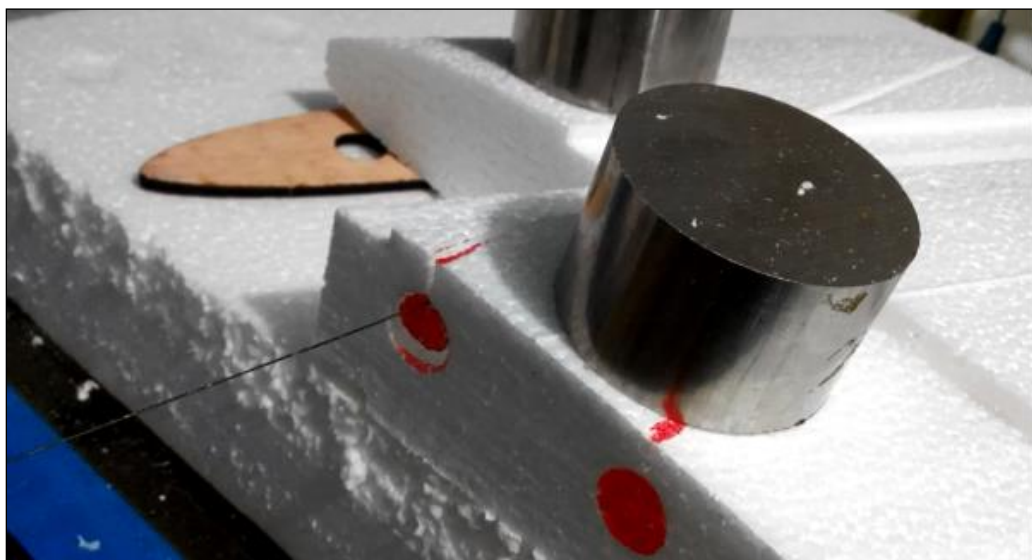


Figura 71. Corte de núcleo de icopor. Fuente: Autor

Se utiliza una máquina de corte de Poli estireno Expandido CNC de cuatro ejes, como la mostrada en la Figura 71.

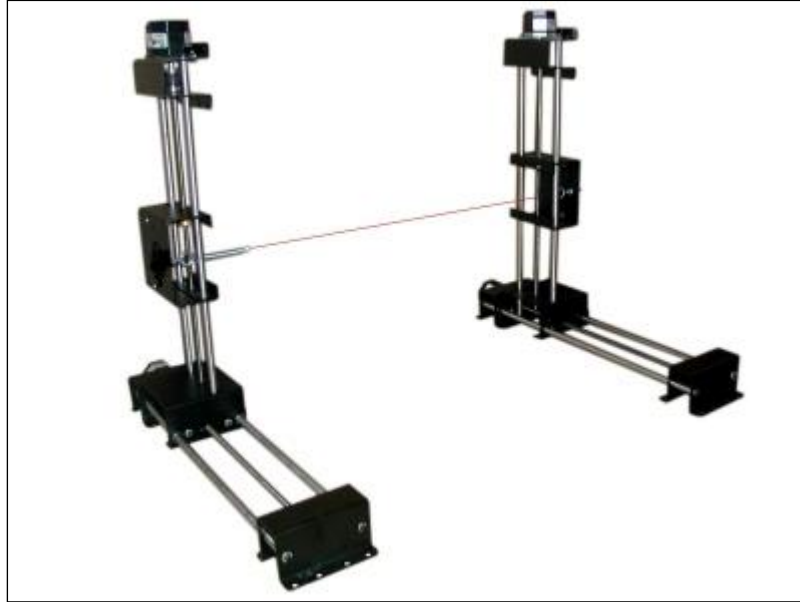


Figura 72. Máquina de corte de Poli estireno Expandido. Fuente [34]

Después de obtener los núcleos y hacer la unión de estos con los elementos estructurales del ala, se procede a hacer el recubrimiento con madera Balsa, se intentó utilizar una madera con mayor dureza pero resultó que la madera convencional es muy susceptible de absorber humedad y la deformación del perfil aerodinámico se deterioró a tal punto de parecer rizado.

4.3 Uso de materiales compuestos para refuerzo estructural y cubierta.

Se incluyeron materiales compuestos donde quiera que se estimaba su uso como importante y pertinente. Se reforzó el fuselaje para mejorar la protección del equipo electrónico, se reforzaron las vigas de balsa de las alas en su sección más crítica, se reforzaron las costillas de anclaje haciendo un emparedado madera-compuesto-madera para mejorar su resistencia a la tensión y deformación excesiva por el uso constante debido al deterioro de la madera por si sola.



Figura 73. Refuerzo de la estructura con material compuesto. Fuente: Autor

La cubierta del fuselaje se diseñó en CAD, se obtuvo un molde con la CNC de corte y se procedió a su elaboración en fibra de Vidrio. Su peso fue de 300 gramos que es un peso aceptable para el gran área y volumen que se requiere cubrir.

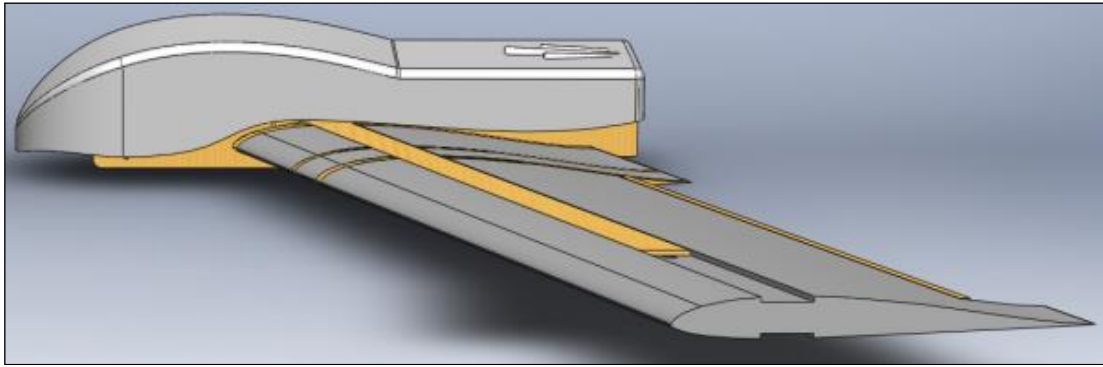


Figura 74. Diseño de la cubierta del fuselaje del tercer prototipo construido. Fuente: Autor

Para el diseño de esta cubierta fue tenido en cuenta el tamaño del fuselaje que se debía recubrir. Fue incluido en la forma de la cubierta un perfil aerodinámico del tipo GOE744 en aproximadamente el 60% de la longitud de la cubierta. Esto se hizo con el fin de disminuir la resistencia aerodinámica además de darle una mejor estética visual al modelo.



Figura 75. Proceso de construcción de la cubierta del modelo. Fuente: Autor

4.4 Uso de materiales no convencionales. Espuma de Polipropileno Expandido.

Este material es usado en aplicaciones de embalaje, protección de equipos delicados e incluso como relleno en los parachoques de los autos modernos por sus características mecánicas y químicas, pues es resistente químicamente igual que el polipropileno en su forma laminada.

La idea de utilizar este material surgió de la necesidad de proteger el equipo a bordo, pero a medida que el trabajo fue avanzando se convirtió en una opción casi imprescindible por la característica del avión del aterrizaje directamente en su fuselaje.



Figura 76. Ensamblaje con EPP en el fuselaje. Fuente: Autor

Su aplicación se hizo en la nariz del fuselaje y en toda la zona inferior con el fin de que sea una parte de recambio sea por daño o por desgaste.



Figura 77. Prototipo 3 alternativo con recubierta del fuselaje hecha en fibra de vidrio. Fuente: Autor

Es posible apreciar como el modelo en CAD es bastante fiel al producto desarrollado en físico.

5. VALIDACIÓN Y RESULTADOS DE LOS PROTOTIPOS

Para la validación de los prototipos se realizaron diferentes experimentos que permitieron verificar su desempeño. Dentro de las pruebas realizadas se encuentran los vuelos manuales (radio controlado), los vuelos con piloto automático y finalmente, el protocolo de pruebas para obtener las características del avión como se describe en la tabla 10.

Descripción	Lugar	Fecha	Tiempo	Principal Aporte para el Proyecto	Construcción [horas hombre]
Prueba con tren de aterrizaje ARPEGIO	Pista de Atletismo UIS	19/06/2013	2 horas	Descartado el sistema de tren de aterrizaje fijo tipo triciclo	32 horas
Primera Prueba con lanzamiento por catapulta y caucho bungee ARPEGIO I	Cancha de Softball UIS	28/06/2013	4 horas	Se debe quitar el ángulo de torsión de alas y cambiar el material por madera balsa, reconstruir alas y limitar la potencia del motor	12 horas
Prueba con Alas en madera balsa, diedro 2° torsión 0° lanzamiento con catapulta ARPEGIO II	Club de Planeadores RC Aero búcatos Ruitoque Alto	14/07/2013	2 horas	Prueba de concepto Exitosa, El vehículo planea sin necesidad de motor con vientos de ladera de entre 4 y 7 m/s; se debe rediseñar el sistema de anclaje de las alas al fuselaje así como vigas del ala y estructura.	24 horas
Primera Prueba del vehículo totalmente diseñado en CAD madera Cortada con CNC Laser, Primer lanzamiento con Caucho bungee sin catapulta ARPEGIO III	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	22/01/2014	3 horas	Prueba de diseño CAD exitoso, primeros datos recolectados para evaluar potencia, se valida el sistema de lanzamiento por ser simple y funcionar el 100% de las veces.	40 horas

Pruebas con sistema de autopiloto y sistema de estabilización, maniobras de vuelo. ARPEGIO III	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	23/01/2014	4 horas	Se obtuvieron nuevos datos de potencia, desempeño aerodinámico del vehículo y velocidad de Stall o pérdida, se plantea la posibilidad de disminuir el peso del vehículo	2 horas
Se rediseñan componentes del ARPEGIO III y se utilizan las experiencias de daños anteriores para enfocar mejor la construcción del nuevo vehículo ARPEGIO III LIGHT	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	14/02/2014	4 horas	Se valida la construcción liviana del vehículo bajando su peso total en poco más del 10%, la velocidad de pérdida se mantiene aproximadamente igual pero se minimizan daños estructurales por una correcta aplicación del PPE, se pone más rigor en la programación del autopiloto al ser este el motivo de una colisión	32 horas
Se evalúa de nuevo el desempeño del sistema de autopiloto	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	18/02/2014	3 horas	De nuevo se tiene un error en programación del sistema de autopiloto al tener un techo muy bajo el vehículo no logra sortear árboles en la cabecera de la pista.	2 horas
Se da inicio a la construcción del ARPEGIO 2.4 Penúltima Versión a escala real del vehículo diseñado	Gobbieshop tienda virtual de Hobbies	04/03/2014		Se escalan diseños, se rediseñan componentes para la escala final se afinan detalles constructivos y se crean nuevos componentes como la cabina en fibra de vidrio	50 horas
Prueba inicial del modelo a escala real del vehículo con 2.4m de envergadura y 3,7kg de peso	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	04/04/2014	4 horas	Cambio en el centro de gravedad causado por una variación en la relación de aspecto geométrico del vehículo, se adelanta la posición de las baterías y se soluciona el imprevisto	2 horas
Prueba de vuelo del modelo a escala	Pista de aeromodelismo de Bucaramanga Ruitoque Bajo	09/04/2014	2 horas	Los componentes del vehículo funcionan según lo planeado, la potencia consumida, las ratas de ascenso y las velocidades fueron franqueadas con satisfacción de los rangos propuestos, sistema Estabilizado y vuelo manual	

Tabla 10. Cronograma de actividades, pruebas y construcción de los modelos. Fuente: Autor.

5.1 PRUEBAS RADIO CONTROLADAS

Para obtener datos durante esta serie de pruebas fue necesario instalar elementos de control automático al interior del avión. El piloto automático a bordo seleccionado es el Ardupilot Mega 2.5 [35], el cual registra los datos de vuelo mediante sus sensores, entre los cuales se encuentran un acelerómetro, un giroscopio de tres ejes, un barómetro, un magnetómetro, GPS, sensor de corriente, de voltaje entre otros instalados que en conjunto, recopilan una gran cantidad de información inherente al modelo y el vuelo realizado, como lo es la velocidad en tierra, los ángulos de navegación, la señal de control proveniente del radio control entre otros. Para efectos del presente proyecto, sólo serán necesarios los referentes al sistema eléctrico, maniobras, despegue y vuelo crucero.

Los datos telemétricos son obtenidos en tiempo real gracias a la antena instalada al piloto automático, y al mismo tiempo son almacenados para su posterior análisis. Estos datos son observados en forma natural, tratados y exportados a diferentes formatos haciendo uso del software Mission Planner [36]. En la Figura 77 se puede observar la distribución interna de los diferentes elementos de control utilizados, así como la planta motriz instalada.



Figura 78. Distribución interna de los elementos de control y la planta motriz del modelo.

Fuente: Autor

De acuerdo a los datos recolectados para el tercer prototipo, el vehículo se encontraba en dirección oeste - este, perpendicular a los vientos característicos de la zona. Cuando la velocidad terrestre descendió a 13 [m/s] el modelo entró en pérdidas, considerándose como la velocidad de *stall*. Es importante denotar la dirección dado que el modo de vuelo del vehículo estaba en automático, lo que significa que el piloto tenía control del avión, dejando por fuera el error humano, siendo realizado el experimento mediante la manipulación de la velocidad ejercida por el motor. Esta prueba generó

una caída libre de 70 [m] en la que descendió desde los 110 [m] hasta los 40 [m]. En este punto, el piloto en tierra le da la orden al piloto automático de levantar la nariz del avión, halando el stick del *pitch* hacia atrás, y el piloto retoma control del avión estabilizando correctamente la planta.

La segunda prueba realizada no fue hecha con piloto automático, en lugar de ello el modo de vuelo se encontraba en un estado denominado “estabilización”, lo que implica que el modelo sigue la ruta que el piloto le determine, pero buscando siempre mantener el modelo en forma estable para evitar pérdida del control. No obstante, encontrándose el modelo volando en dirección norte - sur con viento a favor, al descender a los 13 [m/s] volvió a entrar en pérdidas, confirmando los resultados obtenidos anteriormente. De igual forma, el piloto automático permitió que el avión se recuperará del estado en caída libre, solo que al poseer poca visibilidad este modelo fue estrellado en medio de los árboles. La Figura 78 es una prueba de lo ocurrido.



Figura 79. Prueba del accidente ocurrido al modelo por no poseer la visibilidad adecuada.
Fuente: Autor

La Tabla 11 muestra un resumen de los parámetros obtenidos con ayuda de los datos de telemetría.

Parámetro medido en el prototipo ARPEGGIO III	Mínimo	Estable	Máximo
Radio de giro	55m	65m	N/A
velocidad	12m/s	20-25m/s	30m/s
Ángulo de ataque	-20 grados	5-10 grados	20 grados
Ángulo de Alabeo	0	20-30 grados	45 grados
Altura	0	N/A	117m
Aceleración del motor	42%	45%	55%
Velocidad de Alabeo		22.8 grados/s	57grados/s
Velocidad respecto a tierra para entrada en pérdida	13m/s	13,4m/s	13,8m/s

Tabla 11. Resumen de características del modelo Arpegio III obtenidas con ayuda del sistema telemétrico y de registro del piloto automático. Fuente: Autor

5.2 PROTOCOLO DE PRUEBAS

El protocolo de pruebas consistió en el siguiente proceso aprendido durante las Pruebas de los prototipos:

5.2.1. Balanceo del centro de gravedad.

El punto requerido obtenido a través de la página web especializada consultada [37] arrojó 283 [mm].

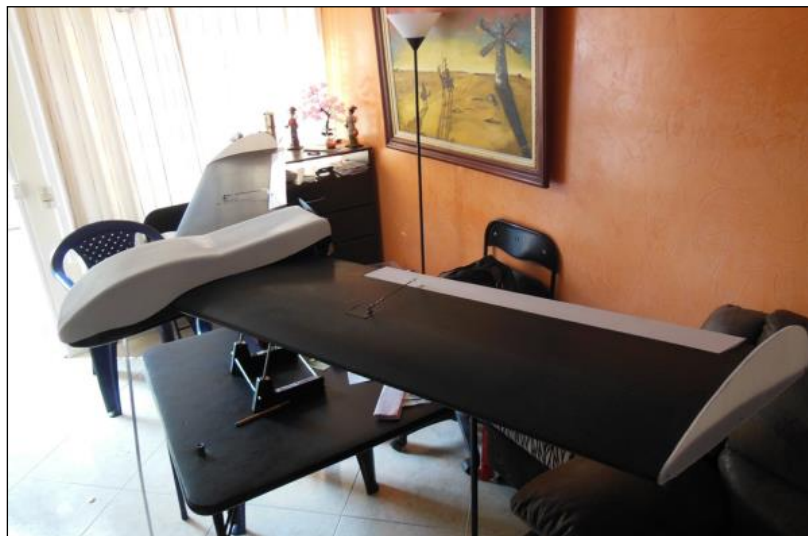


Figura 80. Balanceo realizado con “CG Machine Great Planes” al modelo definitivo. Fuente: Autor

El balanceo se hizo basados en la web pues según la distribución de la masa se encontró que no había que modificar nada para lograrlo. Por ello, se decidió utilizar este método.

5.2.2. Prueba de centro de masa con lanzamiento Bungee sin motorización ni balanceo automático.

De esta prueba se pudo concluir que el modelo necesitaba una gran variación en la distribución del peso y se recurrió a los cálculos realizados por el Software WinLaengs4 [38] anexo con modelo en formato .da4 en la carpeta de software, el cual arrojó un intervalo de valores entre 207mm y 239 mm medidos desde el borde de ataque proyectado que equivale a 173 mm y 205 mm respectivamente medidos desde la cuerda raíz del ala que hace contacto con el fuselaje y se encontró que la medida de 205 [mm] que es la más lejana del borde de ataque, es decir, la más inestable para este diseño, funcionaba perfectamente. La ventaja de tomar este valor máximo repercute directamente en el desempeño del avión al no tener que gastar energía innecesaria en mantener la nariz arriba luchando contra su propia masa, lo cual se debe compensar con un poco de elevador aumentando el *drag* y por su efecto el gasto energético, este cambio se hizo alojando una batería en la punta del vehículo, protegida con EPP.



Figura 81. Lanzamiento del modelo Arpegio 2.4 para verificar el centro de gravedad. Fuente: Autor

5.2.3. Corrección del centro de masa Teórico.

Tomando como base la experiencia del piloto, Las pruebas arrojaron que el centro de gravedad debería estar un poco más atrasado en 211 [mm], allí el desempeño del avión fue satisfactorio y la velocidad de aterrizaje ideal.

2.2.4. Lanzamiento motorizado con Estabilización automática para vuelo de evaluación preliminar.

Después de Evaluar el desempeño del avión se determinó que ningún cambio adicional era necesario, los recorridos de las superficies, el centro de masa, la programación del Piloto Automático y los demás aspectos funcionales del avión estaban en correcto balance y funcionamiento.

5.2.5. Correcciones mecánicas o electrónicas como resultado del vuelo de evaluación.

Se evidenció que no fueron necesarias más correcciones.

5.2.6. Vuelo de prueba, automáticamente balanceado y piloteado manualmente.

El despegue produjo un balanceo hacia los lados efecto de la tensión brusca del caucho, sin embargo observando el video se puede determinar que el sistema de balanceo automático hace las correcciones adecuadas y sin poner en peligro la integridad del vehículo, unos 30 metros después del lanzamiento el caucho se suelta del vehículo, 10 metros más adelante el piloto decide aplicar el acelerador, aunque el acelerador fue aplicado a fondo, la programación del radio control tenía una limitante al 90% de la potencia nominal del motor, sin embargo la potencia fue adecuada y se logró completar el despegue como se había planeado, manteniendo un ángulo de ascenso casi continuo entre los 6 y 9 grados de inclinación de la trayectoria, al alcanzar una velocidad segura el piloto decide que es tiempo de virar y estabilizar el motor en régimen de crucero más bajo que el anterior, el viraje ocurre sin cambios en la estabilidad o brusquedad pues los valores de banqueo y ángulo de ataque son limitados por el sistema de estabilización automático, el avión vuela dentro de los parámetros normales y estables que se buscaban, estando estable el vehículo, el piloto baja la potencia al motor para observar el comportamiento acercándose a un 50% de la potencia unos 600W y el vuelo se conserva dentro de los parámetros adecuados, de esta forma se hacen variaciones virajes y cambios de trayectoria para que los datos queden registrados a través de la telemetría cuyo archivo se encuentra adjunto y se puede reproducir el vuelo con el software MissionPlanner adjunto en la carpeta de software.

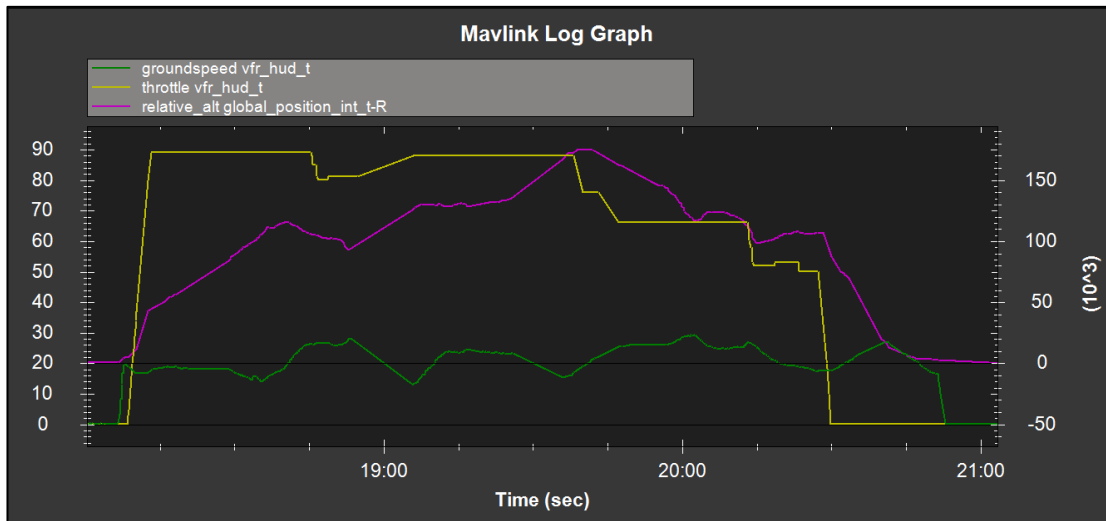


Figura 82. Grafica de parámetros medidos en vuelo balanceado. Fuente: Autor

Siguiendo la trayectoria de la línea amarilla que corresponde a la aceleración se obtuvo lo siguiente:

- a. Entre el lanzamiento y el minuto 19 se observa la curva plana de aceleración cuyo máximo es 90% al final de este segmento cerca al minuto 19 podemos observar que la altura máxima en color morado llegó a su máximo local produciendo una cresta, la velocidad respecto a tierra tendió a disminuir al final producto de encarar el poco viento que se movía en el sitio de vuelo.
- b. Cerca al minuto 19 se puso de nuevo la aceleración en 90% y se logró seguir aumentando la altura teniendo una velocidad promedio de 20m/s por tanto había un exceso de energía que de no convertirse en energía potencial se hubiere transformado en una mayor velocidad.
- c. Justo encima del minuto 20 se disminuyó la aceleración a 70% y allí fue donde se alcanzó la velocidad crucero que se esperaba según el diseño, sin embargo se siguió bajando hasta un 50% y se mantuvo la altura, esto provocó una variación en la velocidad cuyo mínimo se obtuvo al fin de la maniobra bajando la velocidad un poco más de la diseñada para crucero pero con estabilidad y control.
- d. Finalmente se apaga totalmente el motor y se decide planear mostrando un excelente desempeño y retención de energía pues se logró aterrizar sin contratiempos desde una altura de 100 metros sosteniendo el vuelo por más de 30 segundos durante el aterrizaje, es de anotar que el vuelo en planeo podría sostener durante más tiempo en caso de emergencia o falla eléctrica pero las condiciones

geológicas del sitio de pruebas hacen muy difícil la maniobra poniendo en riesgo la integridad del equipo.



Figura 83. Secuencia de lanzamiento con el centro de gravedad ajustado. Fuente: Autor

Posteriormente en el aterrizaje, se observa muy buen comportamiento del efecto suelo y de la conservación de la energía del avión para planear, pues recorrió una trayectoria de unos 100 metros sin motorización con un gradiente de altura de tan solo unos 10 metros así como una disminución

significativa de la velocidad de pérdida que fue menor incluso que en su despegue.



Figura 84. Secuencia de Aterrizaje. Fuente: Autor

Parámetro medido en el prototipo ARPEGIO 2.4	Mínimo	Estable	Máximo
Radio de giro	65m	80m	N/A
velocidad	13,75 m/s	19-25 m/s	27,85 m/s
Angulo de ataque	-16,86	-5 a 10 grados	25°
Angulo de Alabeo	0	20-30 grados	45 grados
Altura	0	N/A	174m
Aceleración del motor	40%	45%	70%
Velocidad de Alabeo		22.8 grados/s	57grados/s
Velocidad respecto a tierra para entrada en perdida	13.75m/s	N/A	N/A

Tabla 12. Resumen de características del modelo Arpegio 2.4 obtenidas con ayuda del sistema telemétrico y de registro del piloto automático. Fuente: Autor

5.3 FICHA TECNICA DEL VEHÍCULO AÉREO

Parámetro medido en el ARPEGIO 2.4			
	Mínimo	Estable	Máximo
Radio de giro	65m	80m	N/A
velocidad	13,75 m/s	19-25 m/s	27,85 m/s
Angulo de ataque	-16,86	-5 a 10 grados	25°
Angulo de Alabeo	0	20-30 grados	45 grados
Altura	0	N/A	174m
Aceleración del motor	40%	45%	70%
Velocidad de Alabeo		22.8 grados/s	57grados/s
Velocidad respecto a tierra para entrada en perdida	13	13,4	13,8

PARAMETRO DE VUELO	AJUSTE SEGÚN CARGA APLICADA		
Porcentaje de carga Vs peso de las baterías	100% de la carga	25% de la carga	0% de la carga
Peso Máximo cargado	6.9kg	4.9kg	4.4kg
Peso de las baterías - 0.460 kg Cada una	2.3 kg	1.84kg	1.38kg
Velocidad de entrada en perdida	19,5 m/s	15 m/s	13.8 m/s
Angulo de ataque para vuelo sostenido - crucero	2,5 - 3 grados	2 - 2,5 grados	2 - 2,5 grados
Porcentaje de potencia aceleración para despegue	100%	80%	70%
Potencia consumida en crucero	750 vatios	610 Vatios	570 Vatios

Parámetros de ensamblaje y diseño	Mínimo	Máximo
Angulo positivo de alerones	-7°	+15°
Recorrido de alerones para Réflex positivo	4mm	5mm
Diedro	1.5°	2.5°
Aflechamiento de las alas	N/A	20°

Tamaño de los alerones	65mm X 800mm	1040 cm ²
	10,8% de la superficie del ala	
Aspect Ratio - Razón de aspecto	6.0	
Razón de flechamiento	1.0	

Tabla 13. Ficha técnica de los parámetros importantes para el el uso del Vehículo

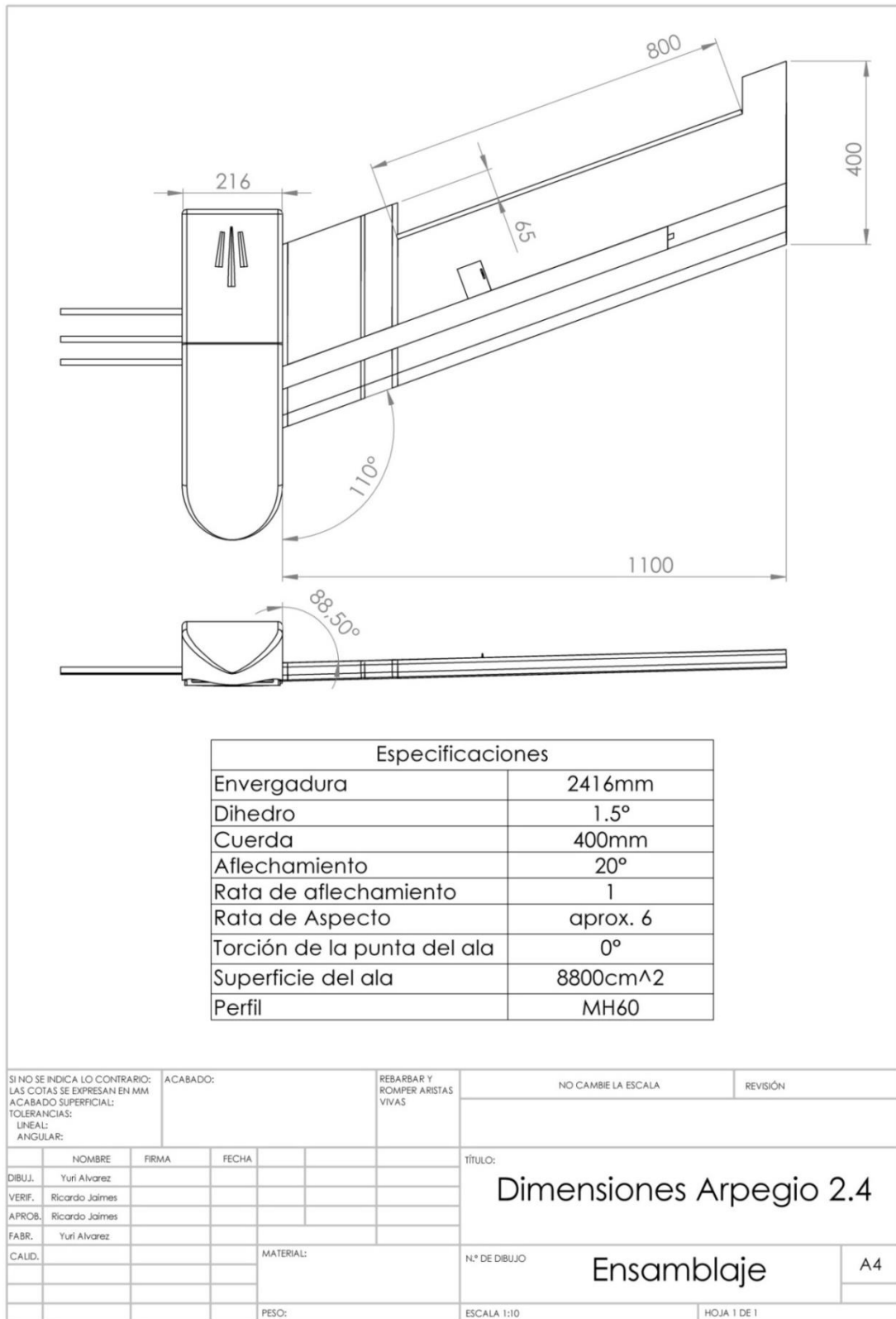


Ilustración 85. Dimensiones y Características del Arpegio 2.4

6. CONCLUSIONES

La plataforma electrónica producto del trabajo en conjunto para el proyecto de investigación nos abrió las puertas a un laboratorio en el aire, en el cual fue posible validar, corregir y rediseñar los parámetros que se utilizaron durante el desarrollo del proyecto, sin lugar a dudas fue una herramienta valiosísima para nuestro trabajo.

Las planta motriz de combustión era la primera opción en nuestro proyecto pero después de evaluar la gran cantidad de componentes necesarios el arduo trabajo de preparación del vehículo para el despegue, la dificultad de encendido post lanzamiento y la poca diferencia en peso de los dos sistemas evaluados, se determinó que la optimización de los recursos energéticos y planta motriz eléctrica puede superar en trabajos posteriores el desempeño del motor de combustión.

El diseño logrado con este trabajo de grado es susceptible de mejoras y optimizaciones, tanto en su parte física y estructural como en la disposición de los elementos de vuelo y control.

Con el desarrollo del prototipo inicial, considerando la aplicación a futuro empleada, fue posible emplear estrategias y técnicas que permiten la escalabilidad y mejora del modelo en forma fácil y dinámica, verificado en cada prototipo realizado donde los cambios hechos fueron de forma, más no en concepto, ajustando mínimamente cada parámetro para obtener el resultado deseado.

El sistema de lanzamiento a través de caucho bungee probó ser suficiente tecnología para lograr el lanzamiento.

El modelo desarrollado cumple con las especificaciones dadas, logrando así cumplir con los objetivos planteados al comienzo del proyecto, pues su diseño modular, la fácil reconstrucción, el no uso de tren de aterrizaje, el recambio de partes en forma sencilla, la instalación de componentes al interior, la autonomía de vuelo y su resistencia le permite desempeñarse casi en cualquier campo que requiera de un vehículo aéreo no tripulado como parte esencial de la misión.

7. OBSERVACIONES

La experimentación y la falla son parte esencial de la ingeniería en el mundo actual. No se puede esperar que un producto sea perfecto en el primer producto construido. De la realización de cada una de las etapas de este proyecto fue posible obtener conocimiento nuevo aplicable al siguiente prototipo desarrollado, mejoras que contemplan elementos de configuración en software para vuelos estables y exitosos, hasta la infraestructura del modelo mismo que permiten la respetabilidad de este y la protección del equipo mismo.

El uso de las técnicas acá presentadas para la construcción de los aeromodelos requiere tanto de habilidades manuales como de equipo especializado para obtener un resultado exitoso. La dedicación, correcta maniobrabilidad de los materiales y elementos así como de la constancia y tenacidad empleada por parte de quien lo construye son clave fundamental en la obtención del producto deseado. La construcción de cada prototipo requiere de tiempo y paciencia para lograr un modelo sólido

8. TRABAJOS FUTUROS

Dadas las bases matemáticas que ha presentado este proyecto de grado, además de las demostraciones que comprueban la importancia del correcto cálculo de los parámetros para el desempeño de los aeromodelos, se propone como trabajo futuro la mejora de las características empleadas en el motor y la selección de la hélice a modo que su correcta selección e interacción con la aerodinámica del fuselaje permiten un uso eficiente de los recursos energéticos y de esta forma lograr vuelos prolongados con el mismo equipamiento.

Se debe trabajar en un sistema de lanzamiento en el cual solo intervenga una persona para lograr más independencia y versatilidad en la operación del vehículo.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Jorge Quintero. (2013, 20 de abril). Conozca los drones 'Made in Colombia' [en línea]. Disponible: <http://www.eltiempo.com/archivo/documento/CMS-12753146>.
- [2] Departamento de prensa del portal Militar Colombiano WebInfomil. (2012, 6 de agosto). Colombia Adquiere Aeronaves No Tripuladas UAV Hermes a Israel [en línea]. Disponible: <http://www.webinfomil.com/2012/08/colombia-adquiere-aeronavesno.html>.
- [3] Arie Egozi. (2012, 6 de agosto). Elbit Systems sells Hermes UAVs to Colombia [En línea]. Disponible: <http://www.flightglobal.com/news/articles/elbit-systems-sells-hermesuavs-to-colombia-375131>.
- [4] Alan Hobbs and Stanley R. Herwitz, "Human Challenges in the Maintenance of Unmanned Aircraft Systems," NASA Research Park, Moffett Field, CA. May, 2006.
- [5] Salman, S.A.; Puttige, V.R.; Anavatti, S.G., "Real-time validation and comparison of fuzzy identification and state-space identification for a UAV platform," Computer Aided Control System Design, 2006 IEEE International Conference on Control Applications, 2006 IEEE International Symposium on Intelligent Control, 2006 IEEE , vol., no., pp.2138,2143, 4-6 Oct. 2006 doi: 10.1109/CACSD-CCA-ISIC.2006.4776971.
- [6] Coombes, M.; McAree, O.; Wen-Hua Chen; Render, P., "Development of an autopilot system for rapid prototyping of high level control algorithms," Control (CONTROL), 2012 UKACC International Conference on , vol., no., pp.292,297, 3-5 Sept. 2012
- [7] NASA, (2014, 25 de marzo). Helicopters on Mars? Why Not? [En línea] Disponible: http://www.nasa.gov/audience/foreducators/k-4/features/F_Helicopters_on_Mars_prt.htm.
- [8] PixAir Pro. Productos de la gama Gear [En línea]. Disponible: http://www.pixairpro.com/?page_id=145.
- [9] MJ Mahoney, Pointing an Instrument on an Airborne Platform [En línea]. Disponible: <http://mtp.mjmahoney.net/www/notes/pointing/pointing.html>. Consultado el 20 de mayo del 2012.
- [10] New Science & Technology (2008, 21 de Julio). How Helicopters Fly? How Does a Helicopter work? [En línea]. Disponible:

<http://aerospacecentre.blogspot.com/2008/07/how-helicopters-fly-how-does-helicopter.html>.

[11] Chandler B. Beach The New Student's Reference Work for Teachers Students and Families (Chicago: F.E. Compton and Company, 1909) 1:19. Cortesía de la colección privada de Roy Winkelman. [En línea]. Disponible: http://etc.usf.edu/clipart/51300/51384/51384_dirigible_ba.htm.

[12] Giuseppe Landolfo, AERODYNAMIC AND STRUCTURAL DESIGN OF A SMALL NONPLANAR WING UAV, Thesis submitted to the School of Engineering of the University of Dayton. Dayton, Ohio, Mayo del 2008.

[13] Anibal Carmona, Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Editorial Paraninfo, 10ma edición. España, 2000.

[14] Bill Kuhlman and Bunny Kuhlman, On the 'Wing, Swept Wings and Effective Dihedral. RC Soaring Digest. Enero a Marzo, 2000.

[15] Perfil MH45, Resumen, Aerodesign website, revisado el 20 de julio de 2013. Disponible en <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/mh45koo.htm>.

[16] Perfil MH60, Resumen, Aerodesign website, revisado el 20 de julio de 2013. Disponible en <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/mh60koo.htm>.

[17] Perfil MH32, Resumen, Aerodesign website, revisado el 20 de julio de 2013. Disponible en <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/mh32koo.htm>.

[18] XFLR5, Página web oficial. Disponible en <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>.

[19] Wing Desing, Mohammad Sadraey Daniel Webster College, [En línea]. Disponible en: <http://faculty.dwc.edu/sadraey/Chapter%205.%20Wing%20Design.pdf>

[20] Perfil GOE744, Resumen, Airfoil tools website, revisado el 20 de julio de 2013. Disponible en <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe744-il>.

[21] Smith, H.C., The illustrated guide to aerodynamics, Tabla 8-1, p. 236. Tab Books, 1992.

[22] Smith, H.C., The illustrated guide to aerodynamics, "Vertical limit load factors from FAA Part 23 and 25", p. 236. Tab Books, 1992.

[23] Smith, H.C., The illustrated guide to aerodynamics, Estabilidad y Control, p. 182. Tab Books, 1992.

[24] Martin Simons, Model Aircraft Aerodynamics. Hemel Hempstead, Inglaterra: Libros Argus, 1994.

[25] The electropaedia. Electric Drives - Brushless DC / AC and Reluctance Motors [En línea]. Disponible en: <http://www.mpoweruk.com/motorsbrushless.htm>. Consultado el 12 de agosto de 2013.

[26] Easy RC. Glow Engine [En línea]. Disponible en: <http://www.easyrc.com/engines/>. Consultado el 13 de agosto de 2013.

[27] Motor 46AX OS engines, [en línea]. Disponible en: <http://www.osengines.com/engines-airplane/osmg0548/index.html>

[28] Hobbyking. Turnigy Aerodrive SK3 - 5045-660kv Brushless Outrunner Motor. Página web de referencia [En línea] Disponible en: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_18124_turnigy_aerodrive_sk3_5045_660kv_brushless_outrunner_motor.html.

[29] Hobbyking. Carbon Fibre 12x8 Folding Prop Blades. Página web de referencia [En línea]. Disponible en: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_19489_Carbon_Fibre_12x8_Folding_Prop_Blades.html.

[30] Hobbyking. 50mm Alloy Folding Propeller Spinner with 4mm, 5mm & 6mm Shaft adapters . Página web de referencia [En línea]. Disponible en: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_19018_50mm_Alloy_Folding_Propeller_Spinner_with_4mm_5mm_6mm_Shaft_adapters Spinner.

[31] Hobbyking. ZIPPY Compact 4000mAh 5S 25C Lipo Pack. Página web de referencia [En línea]. Disponible en: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_21362_ZIPPY_Compact_400_0mAh_5S_25C_Lipo_Pack.html.

[32] Hobbyking. Turnigy TGY-S712G Alloy Case Digital Slim Wing Servo (Metal Gear) 7kg / .12sec / 28g. Páina web de referencia [En línea]. Disponible en: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_22688_Turnigy_TGY_S712G_Alloy_Case_Digital_Slim_Wing_Servo_Metal_Gear_7kg_12sec_28g.html.

[33] David Thomas, Radio Control Foam Modelling. Nexus Special Interests Books, 1999.

[34] Máquina de corte de Poli estireno Expandido. Página web de referencia [En línea]. Disponible en: http://www.foamlinx.com/foamlinx_small_hot_wire_cnc_foam_cutters.html

[35] 3D Robotics, Ardupilot WebSite [En línea]. Disponible en: <http://www.ardupilot.com/Ardupilot>.

[36] 3D Robotics, Mission planner website [En línea]. Disponible en: <http://planner.ardupilot.com/>

[37] Calculadora del centro de gravedad [En línea], Disponible en: http://adamone.rchomepage.com/cg_calc.htm

[38] Aplicación de calculo de centro de gravedad, [En línea], disponible en: <http://home.germany.net/100-173822/schwerp.htm>

ANEXOS

Anexo A, Dimensionamiento preliminar

Para tener un mejor entendimiento de la distribución del peso en aviones comerciales livianos según lo mostrado en la Figura 15, en promedio aproximadamente un 44% del peso total del avión se destina para carga útil, y un 15% promedio para combustible.

Proporción del peso total de un avión liviano con peso vacío y peso del combustible			
Aviones de Tren fijo	Peso Total W (lb)	Relación de peso sin carga (W_e/W)	Relación del peso del combustible (W_f/W)
Cessna 172	2400	0.60	0.16
Piper Warrior	2440	0.55	0.12
Beech Sundowner	2450	0.61	0.14
Piper Archer	2550	0.55	0.11
Piper Dakota	3000	0.54	0.14
Cessna Skylane	3100	0.56	0.17
Cessna 206	3600	0.54	0.15
Piper Saratoga	3800	0.54	0.17
Promedio	2917.5	0.56	0.15

Figura 86. Proporción del peso total de un avión liviano con peso vacío y peso del combustible¹

Con estas proporciones y considerando una carga útil de 2000g el peso total aproximado del vehículo será:

¹ Reproducido de The Illustrated Guide To Aerodynamics Tabla 8-1 pág. 236

$$W = \frac{W_p}{1 - \frac{W_e}{W} - \frac{W_f}{W}}$$

$$W \cong \frac{W_p}{0.29}$$

$$W = \frac{2000g}{0.29} \cong 6900g$$

Donde

W_p , Peso de la carga útil

W_e , Peso del avión Vacío

W_f , Peso del Combustible

W , Peso Total del Avión

Carga alar.

La carga alar está relacionada en la siguiente ecuación:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} * \rho_{@1000m} * (V_{@Despegue})^2 * C_L$$

Donde

S , Superficie del ala

ρ , Densidad del aire

V , Velocidad del avión

C_L , Coeficiente de elevación total

$$\frac{W}{S} = 0.5 * 1.11 \frac{Kg}{m^3} * (13.88 \frac{m}{s})^2 * C_L$$

$$\frac{W}{S} = \frac{106.92N}{m^2} * C_L$$

En esta fase de la verificación del prototipo, haremos un proceso iterativo entre el diseño propuesto y las condiciones necesarias para que el vehículo vuele, tenemos el peso y la superficie como parámetro de inicio de manera que podemos encontrar el valor de C_L .

$$\frac{67,62N}{1,1250m^2} = \frac{106,92N}{m^2} * C_L$$

$$C_L = 0.546$$

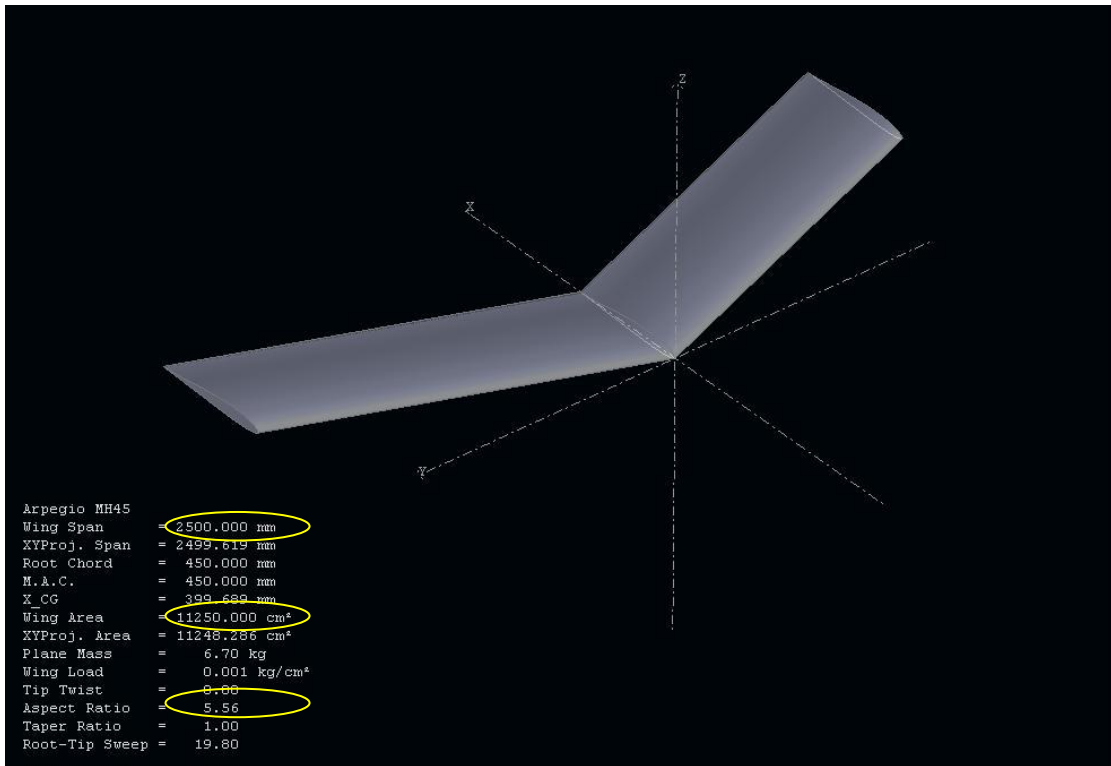


Figura 2. Modelo En interface XFLR5 Fuente: Autor

Buscamos el parámetro en la curva de uno de los perfiles analizados para este fin, el cual se optimizara en la fase de diseño en detalle.

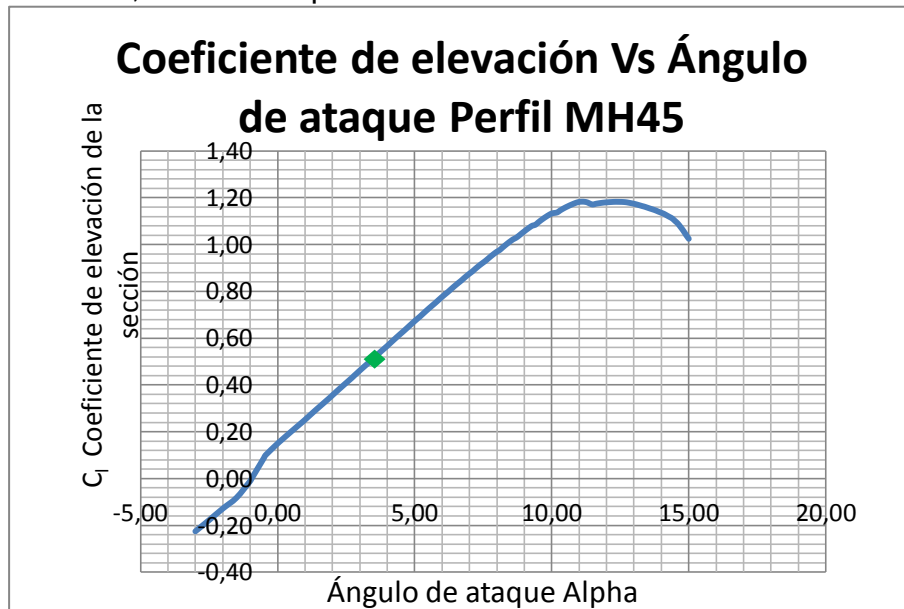


Figura 3. Coeficiente de elevación vs Angulo de ataque para el perfil MH45, analizado en XFLR5. Fuente: Autor

El coeficiente de elevación 0.521 para una velocidad de despegue de 50Km/h se encuentra aproximadamente a los 4° de ángulo de ataque, con lo cual comprobamos que el modelo es factible, es de anotar que el C_L (coeficiente de elevación total, más específicamente de un perfil en tres dimensiones), es el promedio local de los C_{li} (coeficientes de elevación de las secciones), para encontrarlo se utilizará el software XFLR5,

Potencia disipada por Drag

$$\frac{P_D}{V} = F_{Dp} + F_{Di}$$

Donde

P_D , Potencia disipada por Drag

F_{Dp} , Fuerza de Drag Parasito

F_{Di} , Fuerza de Drag inducido

$$F_{Dp} = C_{Dp} * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S$$

El valor de C_{Dp} puede variar entre 0.025 y 0.040 para aviones de tren fijo, un valor recomendado para empezar es 0.035

$$F_{Di} = C_{Di} * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi * e * AR}$$

Donde,

S, Superficie proyectada del ala

AR, Aspect Ratio.

e, El factor de eficiencia de Oswald puede tomar un valor según la experiencia de 0.6 para aviones de ala baja y 0.8 para aviones de ala alta, utilizaremos 0.7.

$$\frac{1}{2} * \rho * V_{@Crucero}^2 * S = K1$$

$$K1=236.06$$

Fuerza de Drag Inducido,

$$F_{Di} = C_{Di} * K1$$

$$C_{Di} = \frac{(0.317_{@70Km/h})^2}{\pi * 0.7 * 5.56} = 0.0082$$

$$F_{Di} = 0.0082 * 236.06 = 1.94N$$

Fuerza de Drag Parasito,

$$F_{Dp} = C_{Dp} * K1$$

$$F_{Dp} = 0.035 * K1 = 8.26N$$

$$\frac{P_D}{19.44m/s} = 8.26N + 1.94N$$

Potencia disipada por Drag.

$$P_D= 198.2W$$

Diagrama de despegue del vehículo



Figura 4. Diagrama de despegue del vehículo. Fuente: Autor

Potencia requerida por Rata de ascenso (P_{RC} Por sus siglas en inglés Rate of Climb) es:

$$P_{RC} = V * \sin \alpha * W$$

$$P_{RC} = 19.44 \frac{m}{s} * 0.07 * 65.66N = 89.35W$$

La potencia necesaria para acelerar el vehículo P_a , a 50Km/h en una distancia menor o igual a X_2 evaluada con un alpha de 4° es:

$$P_a = m \cdot a * V \quad (1)$$

$$V^2 = 2a * X_1 \quad (2)$$

$$X_2 = \frac{10m}{\sin \alpha} = \frac{10m}{0.07} = 143m$$

Luego este valor de alpha es muy bajo para cubrir la distancia requerida, tomamos alpha 10°:

$$X_2 = \frac{10m}{\sin \alpha} = \frac{10m}{0.173} = 58m$$

$$X_1 = 22m$$

Reemplazando 2 en 1

$$P_a = m * \frac{V^3}{2X_1} = \frac{6.9Kg * (13.88m/s)^3}{44m} = 420W$$

Reajustando la potencia de rata de ascenso

$$P_{RC} = 19.44 \frac{m}{s} * 0.174 * 65.66N = 222W$$

La potencia total necesaria para satisfacer el modelo es el mayor de los siguientes:

$$P_{Req \text{ en despegue}} = P_D + P_a = 192.8W + 420W = 620W$$

ó

$$P_{Req \text{ en vuelo}} = P_D + P_{RC} = 192.8W + 222W = 414.8W$$

$$P_{consumida \text{ en despegue}} = \frac{P_{Total Req}}{\eta_m * \eta_h * \%c}$$

Donde

η_m , Eficiencia del motor 80%

η_h , Eficiencia de la hélice 80%

$\%c$, Porcentaje de potencia del motor a régimen constante 75% aplicado a la mayor de las potencias requeridas.

$$P_{consumida \text{ en despegue}} = \frac{620W}{0.8 * 0.8 * 0.75} = 1290W$$

$$P_{consumida \text{ en vuelo}} = \frac{415W}{0.8 * 0.8} = 648W$$

Con este valor seleccionamos la planta motriz.

La energía necesaria

Para sostener un vuelo durante 30 minutos será aproximadamente:

$$J = P_{Consumida \text{ en vuelo}} * T_{vuelo} + P_{Consumida \text{ en Despegue}} * T_{Despegue}$$

Como el $T_{despegue}$ es desconocido procedemos a hallar su valor:

De la ecuación: $P_a = m \cdot a \cdot V$ con P_a conocido y $T = \frac{V}{a}$

Tenemos $a = \frac{420W}{6.9Kg \cdot 13.9 \frac{m}{s}} = 4.4 \frac{m}{s^2}$ Luego $T = \frac{13.9 \frac{m}{s}}{4.4 \frac{m}{s^2}} \cong 3s$

$$J = 648W * 0.5h + 1290 * 8.3 \times 10^{-4}h = 325 Wh$$

El valor que corresponde a la aceleración para el despegue es despreciable.

Planta Eléctrica Motor Brushless (sin escobillas) Trifásico

Tomamos como referencia dos motores comerciales que satisfacen nuestro requerimiento de potencia:

1. NTM Prop Drive Series 42-58 500kv / 1300w
2. NTM Prop Drive Series 42-48 650KV / 1295W

NTM Prop Drive Series 42-58 500kv / 1300w

Las condiciones para el funcionamiento de este motor son las siguientes:

- a. Batería LiPo de 7 celdas
- b. Control de velocidad de 80A
- c. 500 revoluciones por voltio
- d. Peso 319 gramos

$$\text{Bateria: } 7\text{Celdas} * 3.7V = 25.9V$$

$$\text{Energía de la batería: } J_{\text{Bat}}=325 \text{ W-h} = V_{\text{@nominal}} * I_{\text{@nominal}}$$

$$I_{\text{@nominal}}= 12.55A$$

Teniendo en cuenta que las baterías comerciales de 7 celdas tienen una I nominal de 5A o 4.4A, se necesitan 3 baterías de 4.4A para suplir la carga energética.

La batería tiene un peso de 895 gramos.

$$m_f = 2685g$$

$$m_{\text{motor}} = 0.32Kg$$

NTM Prop Drive Series 42-48 650KV / 1295W

Las condiciones para el funcionamiento de este motor son las siguientes:

- a. Batería LiPo de 5 celdas
- b. Control de velocidad de 80A
- c. 650 revoluciones por voltio
- d. Peso 243 gramos

$$\text{Bateria: } 5\text{Celdas} * 3.7V = 18.5V$$

$$\text{Energía de la batería: } J_{\text{Bat}}=325W-h = V_{\text{@nominal}} * I_{\text{@nominal}}$$

$$I_{\text{@nominal}}= 17.6A$$

Teniendo en cuenta que las baterías comerciales de 5 celdas tienen una I nominal de 2.25A, 2.7A, 3.3A, 3.85A, 4A, o 5A, se necesitan 8 baterías de 2.25A con un precio de 43USD c/u para suplir la carga energética o 4 baterías de 5A de 56USD c/u, según el costo de las baterías la opción más adecuada es la de 5A.

La batería tiene un peso de 643 gramos.

$$m_f = 2572g$$

$$m_{\text{motor}} = 0.243Kg$$

Este es el conjunto eléctrico más satisfactorio.

Planta motriz de combustión de metanol dos tiempos

Analizamos el caso de dos motores comerciales que cumplen con la exigencia energética:

1. Motor O.S. 0.46AX
2. Motor O.S. 0.65AX

Motor O.S. 0.46AX

Condiciones del motor:

- a. 1.65Hp @16000 rpm ~ 1230W
- b. Desplazamiento 0.455 pulgadas cubicas
- c. Peso 489g
- d. Consumo de metanol 1o.z. por minuto full rpm según datos del fabricante.

Con estos parámetros sabemos que el consumo máximo de combustible será de 30 onzas en 30 minutos, equivalentes a 850 gramos de combustible.

$$m_f = 0.850 Kg$$

$$m_{\text{motor}} = 0.489Kg$$

Motor O.S. 0.65AX

Condiciones del motor:

- a. 2.0 Hp @16000 rpm ~ 1492W
- b. Desplazamiento 0.65 pulgadas cubicas
- c. Peso 600g
- d. Consumo de metanol 1.5oz. por minuto full rpm según datos del fabricante.

El motor está sobrado de potencia por lo que haremos una aproximación del consumo teniendo en cuenta que la potencia es proporcional a las rpm y el consumo a su vez proporcional a las rpm.

$$\frac{rpm_{max}}{rpm_{req}} \cong \frac{Pot_{max}}{Pot_{req}} \cong \frac{F_{max}}{F_{req}}$$
$$F_{req} = 1.5oz * \frac{1290}{1492} = 1.3oz$$

Con estos parámetros sabemos que el consumo máximo de combustible será de 39 onzas, equivalentes a 1105 gramos de combustible.

$$m_f = 1.105 \text{ Kg}$$

$$m_{motor} = 0.600 \text{ Kg}$$

Las dos plantas motrices de combustión cumplen satisfactoriamente las necesidades energéticas.

Teniendo en cuenta las recomendaciones de la Figura 15, donde en promedio los aviones comerciales utilizan el 15% de su peso total para su combustible, la cota máxima de masa para este fin será de $6.9\text{Kg} * 0.15 = 1.04\text{Kg}$, por lo cual las planta de combustión están en los rangos aceptables para este fin sin embargo el Motor O.S. 46AX tiene la disposición de parámetros óptima para este fin y ofrece una ventaja de unos 350 gramos menos de peso total en comparación con el O.S. 65AX.

Anexo B, Instrucciones básicas de construcción del arpegio 2.4

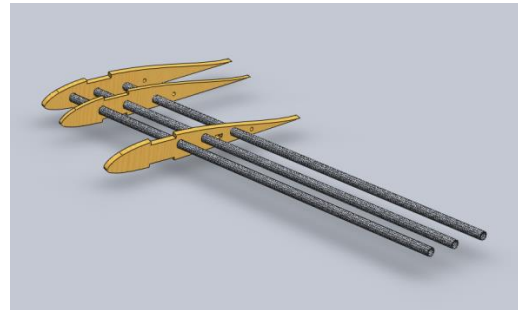
1. Empiece por hacer las uniones entre las piezas reforzadas con tela de kevlar carbono.

Para esto use pegamento epóxico de 6 a 15 minutos de curado con el fin de agilizar el proceso.



Si dispone de una balanza electrónica con resolución de $\pm 0,1$ gramos, es recomendable utilizarla para controlar la cantidad de pegamento, aproximadamente 1 gramo por cada cara de la costilla mostrada en la figura.

Una vez unidos los componentes con el pegamento aplique presión uniforme durante el curado en las superficies secas del elemento a unir, esto eliminará posibles burbujas y mejora la resistencia de la junta, tenga cuidado de adherir elementos que no desea.



2. Alinee y aliste los componentes de un ala para su unión.

Antes de efectuar cualquier unión o adicionar pegamento a una junta, verifique que la geometría sea la correcta y que los componentes se ajusten en el lugar deseado de lo contrario realice los ajustes o modificaciones antes de pegarlos, esto evitará torceduras y daños por tensiones internas.

Verifique que las bayonetas entran con una holgura de aproximadamente 0,5mm en los agujeros correspondientes, tanto en las costillas como en las caras laterales del fuselaje.

3. Haga la unión entre las costillas estructurales y el núcleo de poli estireno expandido (en adelante icopor).

Este es uno de los pasos de mayor cuidado en toda la construcción, pues de la correcta alineación de estos componentes y de su correcto espaciado y geometría dependerá el buen desempeño de la superficie aerodinámica y el vuelo estable del avión.

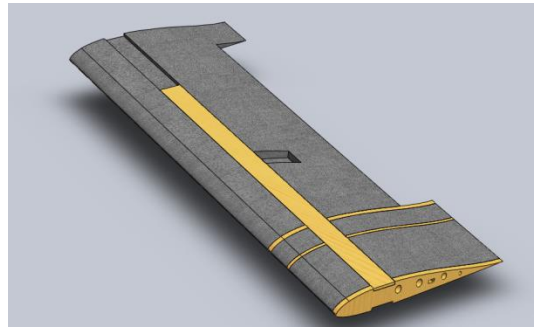
Para efectuar esta unión utilice pegamento de contacto para icopor (comercialmente ATEX), ajuste bien las uniones aplicando presión en las superficies secas de la unión.



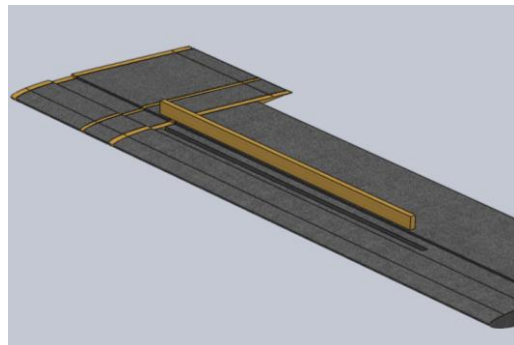
4. Haga la unión de los elementos estructurales con la viga principal.

Una vez el núcleo de icopor esté en su lugar con las costillas estructurales haga la unión de los elementos de la viga. Para esto utilice pegamento epóxico, utilice aproximadamente 0,5 gramos de pegamento en la unión entre dos maderas y procure llenar los entresijos que puedan generarse.

Empiece por la cara superior de la viga aplicando presión una vez se adicione el pegamento.



Posteriormente voltee todo el conjunto y continúe por debajo. Esto le dará una mejor visibilidad de lo que se está haciendo. Después de unos 15 minutos es tiempo de unir el alma de la viga a su cara superior para esto utilice 2 gramos de epóxico disuelto con 0,3 gramos de alcohol, esto permite una mejor fluidez y buena distribución del pegamento en toda la superficie.

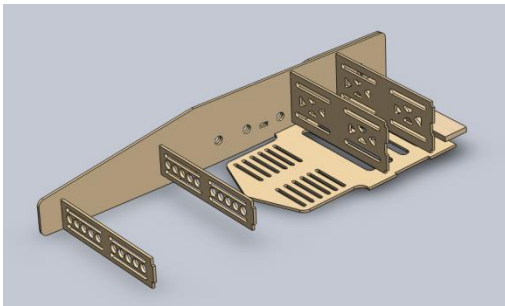


Una vez pasado el tiempo de curado de manipulación (15 minutos), proceda a hacer la unión el último elemento de la viga, la cara inferior.



Ponga el conjunto terminado en una superficie plana como un vidrio o mesa y ponga 10 kilogramos de peso (por ejemplo libros) a lo largo de la viga para asegurar una buena adherencia, déjelo allí por 24 horas y replique los pasos del 1 al 4 para el otro ala.

5. Unión de los elementos del fuselaje.

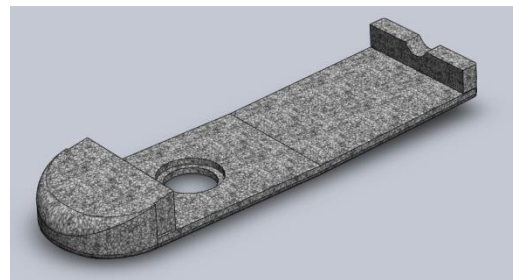


Para la unión de los elementos del fuselaje empiece por el lateral y utilice el elemento inferior llamando escuadra para mantener la alineación de los elementos, la unión del segundo lateral se debe hacer mientras el pegamento del primero este pastoso lo cual permite hacer ajustes en los elementos para asegurar su correcta posición una vez todos los elementos estén correctamente

unidos observará que no se permite gran movimiento entre los componentes del fuselaje, si lo cree necesario aplique pegamento en los entresijos que pudieron quedar para asegurar una buena resistencia en las uniones. Cada unión requiere de 0,3 gramos de epóxico mínimo, pero no exceda su uso; puede utilizar bandas elásticas para ayudarse a mantener los elementos en su lugar.

6. Modele el Polipropileno Expandido (EPP) según el plano para su ensamblaje.

Guiándose por el plano detallado modele el elemento de EPP, tenga en cuenta que puede hacerlo de varias piezas de material cuya unión debe ser con silicona caliente a una temperatura menor a la que se funde el EPP, para esto haga pruebas poniendo la punta de la pistola en un trozo de desecho.



7. Pegue el borde de fuga y prepare los canales para cableado.

Fije con pegamento Atex para icopor el listón de madera de pino o de madera blanda dispuesto para el borde de fuga, para esto tenga en cuenta que debe hacer un corte en el material de poli estireno de acuerdo con el plano de ala, allí se alojaran las bisagras necesarias para el funcionamiento de los alerones.

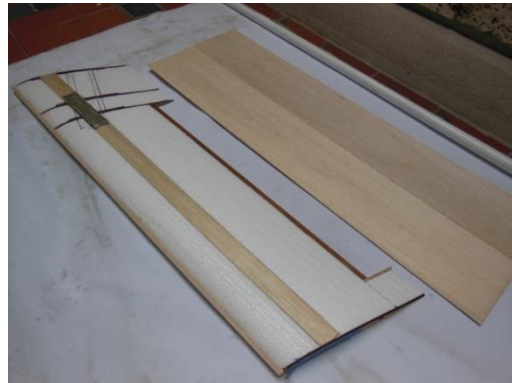
Haga los canales necesarios para alojar los cables de los servos y de cualquier otro equipo electrónico que quiera alojar en las alas, este canal no debe tener obstáculos o cambios de dirección mayores a 40° con el fin de facilitar el paso de los cables una vez este planquinada el ala.



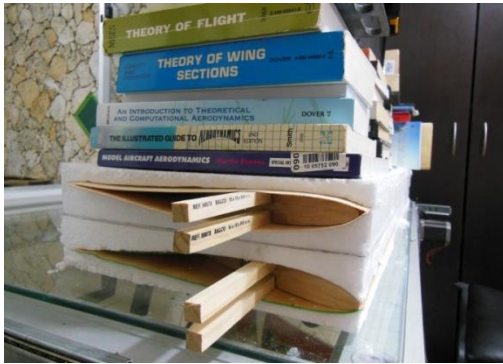
8. Una vez esté completo el fuselaje, proceda a hacer el planquinado de las alas.

el planquinado es una técnica que utiliza láminas delgadas de madera normalmente con la veta en dirección longitudinal y adherida al cuerpo blando del ala que es el poli estireno, con esto se logra un

efecto de viga y una rigidez muy alta, el pegamento que se usa es de contacto en este caso recomendamos el 3M super 77 en spray; Primero prepare la superficie del ala de manera que no quede alguna protuberancia o deformidad en la superficie si es necesario use lija para allanarla, limpie muy bien las superficies y trabaje en un área amplia que le permita moverse con facilidad.



Aplique de forma continua y pareja en las dos superficies una cantidad moderada de pegamento, espere 1 minuto y proceda a presentar las superficies, una vez en el lugar correcto deje que las superficies se junten y aplique presión longitudinalmente con un paño seco; haga lo mismo para la cara opuesta y después aplique presión pareja a lo largo y ancho del ala durante 24 horas para asegurarse de que las superficies se toquen mientras el pegamento este fresco,



Para esto utilice el material sobrante de los cortes del ala que ofrecerán unas superficies con la curvatura y rigidez adecuada para mantener la forma del perfil aerodinámico durante el secado.

El producto de este paso debe verse como esto:



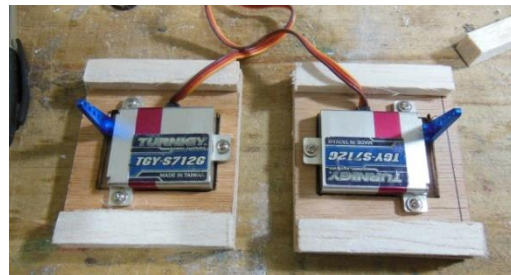
9. Fije el borde de ataque y pegue los bordes con Cianocrilato.

Fije el balsa de media caña al borde de ataque para esto primero debe retirar el exceso de planquín con un cepillo de madera para asegurar una trayectoria pareja y rectilínea sobre la cual se fijara el listón de balsa, este listón se moldeara y lijara hasta tener una

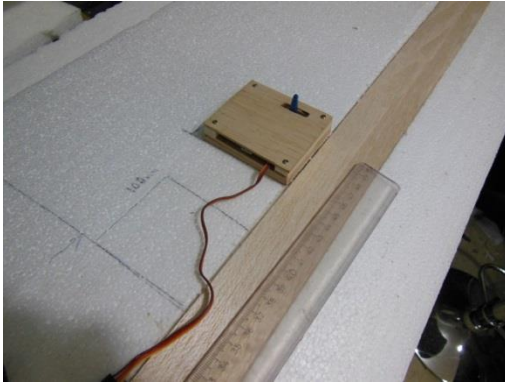
curva muy aproximada a la que debe tener el perfil en su punta.

Una vez la forma sea satisfactoria, aplique Cianocrilato en todas las juntas madera-madera de las láminas de planquín, esto asegura solidez y durabilidad en el planquín del ala.

10. Proceda a poner las bases para atornillar los servos en el ala.



Ensamble las bases para los servos con Cianocrilato, asegúrese de ensamblar la base con el servo y verificar su correcto acoplamiento antes de implantarlos en el ala, nótese que la base del servo se presentó junto a la viga principal del ala pues allí es donde se fijara con pegamento epóxico para lograr una buena resistencia en la junta y aun así permitir algo de flexibilidad para los impactos.



11. Fije todos los demás accesorios a ala.

Por último ensamble todos los demás accesorios al ala tales como, conectores, bisagras, extensiones, dejando sin conectar los alerones con el fin de hacerlo una vez se haya forrado el avión y facilitar esta operación.

12. Proceda a instalar la electrónica en el fuselaje y chequear el correcto ensamblaje de todos los elementos.



Si todos los elementos se acoplan debidamente proceda con el forrado del vehículo, el fuselaje y las alas se recomienda forrarlas con película de recubrimiento termo incogible, comercialmente

hay muchas marcas, tenga cuidado de poner mucho calor en la parte de EPP pues puede deformarse y generar un aspecto y forma indeseable, la cubierta no necesita ser recubierta pero puede ser pintada, en nuestro caso elegimos el color blanco por su alta reflectividad.

13. Como último paso ponga los alerones en su lugar y ensamble los mandos servo-superficie.

Instale los servos en su lugar y asegúrese de que se muevan libremente antes de conectarlos con los servos. Fíjese que los servos estén centrados antes de fijar los alerones esto facilitara las labores de programación y puesta a punto para el despegue inicial.



Fije la hélice en su lugar y disponga de todo el equipo con el que volara el vehículo antes de completar el próximo paso.

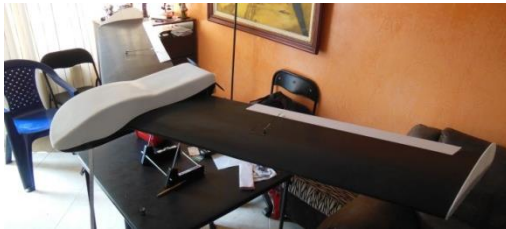
14. Balanceo

Este es uno de los pasos más importantes en toda la

construcción de un avión a escala, si este paso no se realiza con entera satisfacción el vuelo será peligroso y muy seguramente terminará en una colisión.

Ponga el vehículo sobre la máquina de CG o balanceador de su preferencia, lo que buscamos en este paso es lograr el equilibrio en la cuerda del ala para que el avión tenga un comportamiento estable o inestable según se pretenda.

En nuestro caso el centro de masa buscado es entre 205 y 211 milímetros medidos desde el borde de ataque de la costilla raíz del ala es decir no en el fuselaje



De ser necesario, disponga las baterías en lugares donde se propicie lograr dicho balance debido a que estos elementos son los más fáciles de ubicar y su peso facilita grandes cambios con pequeños ajustes.

15. Haga la programación del vehículo en el radio control.

Programe las mezclas necesarias para este vehículo, el modelo que mejor se ajustará será el de elevones o ala delta; el porcentaje diferencial en las superficies debe

ser de 50% mínimo de allí en adelante es potestad del piloto hacer sus propios cambios y correcciones. Deje ambos alerones con 4mm de recorrido positivo, este es el parámetro conocido como réflex para las alas auto sustentadas, el recorrido máximo de los alerones debe ser de 15 grados hacia arriba y 7 grados hacia abajo. Fije una mezcla de aceleración que le permita lograr la máxima aceleración en 3 o 4 segundos, esto último con el fin de contrarrestar el efecto de torque inducido por la aceleración del motor.

Anexo C, Planos