
Construcción y análisis de ala volante reforzada con fibra de vidrio.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria los Libertadores

Facultad de ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C

2022

Construcción y análisis de ala volante reforzada con fibra de vidrio.

Presentado por

Carlos Andres Barrera Barrera

En cumplimiento de los requerimientos para optar por el Título de Ingeniero Aeronáutico

Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por:

Cristian Lozano Tafur

Codirectores:

Diego Leonardo Ávila

Didier Aldana Rodríguez

Presentada a

Fundación Universitaria los Libertadores

Facultad de ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C

2022



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Notas de aceptación



Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del jurado



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Bogotá D.C., diciembre de 2022

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Agradecimientos

Primeramente quiero dar gracias a Dios y a mis padres por permitirme vivir tan excelente experiencia como lo fue mi carrera universitaria que con mucho esfuerzo y dedicación logre culminar, superando varios obstáculos y problemas presentados sobre la marcha, agradecer a eso compañeros que estuvieron en cada dificultad presentada en mi camino universitario y que me brindaron una mano en el momento que lo necesitaba, a mis padres por esforzarse día tras día para obtener el dinero necesario para poder ayudarme con el pago de mi carrera, de igual manera agradecer a los profesores que estuvieron en mi proceso de formación como profesional, brindado su tiempo y paciencia para así resolver todas mis dudas presentadas en clase, por brindarme todo su conocimiento en la aviación y apoyarme y motivarme en cualquier momento.

Agradecimiento a mi padre que a pesar de que falleció, gracias a él surgió mi motivación de continuar con mi carrera y poder sacarla adelante para que él desde el cielo se sienta orgulloso de este logro tan grande.

Sumando a ello quiero agradecerles a mis hermanos que han estado presentes en toda mi carrera universitaria brindándome apoyo moral con cada dificultad presentada, deseándome buena suerte y motivándome día tras día para no decaer.

Por último, quiero dar un agradecimiento a la Fundación Universitaria los Libertadores por acogerme en sus instalaciones, ofreciéndome una educación de alta calidad con excelentes edificaciones y con experiencias inolvidables con cada participación y materia vista durante la carrera, de igual manera a las ciencias e ingeniería por motivarme en el mundo de la investigación y a explorar nuevos inventos que puedan innovar la aviación.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Resumen.

El presente trabajo tiene como objetivo principal el diseño y construcción de un ala volante reforzada con fibra de vidrio adaptable para vuelos RF (Radiofrecuencia) e IA (Inteligencia Artificial) en la Fundación Universitaria Los Libertadores. Este proyecto tiene la finalidad de permitir la participación en eventos de aeromodelismo en categoría profesional o básica, además de servir como prototipo de enseñanza para futuras generaciones interesadas en la innovación y el aprendizaje de alas volantes y drones.

En los últimos años, se ha observado la implementación del aeromodelismo en diversas universidades. No solo se ha utilizado en el ámbito educativo, sino que también se ha convertido en una actividad presente en numerosos concursos en los que participan distintas instituciones académicas y escuelas. Con este proyecto, se busca impulsar y ampliar aún más el campo del aeromodelismo dentro de nuestra universidad.

El objetivo final es que los estudiantes puedan mejorar y actualizar los circuitos y materiales utilizados en el ala, con el fin de obtener mejores resultados y adquirir conocimientos prácticos en el diseño y construcción de estas aeronaves. Asimismo, se busca fomentar la participación en diversos concursos de diferentes categorías, ofreciendo vuelos seguros y estables que demuestren la calidad y eficiencia del prototipo desarrollado.

Palabras clave: Ala, Fibra de vidrio, Vuelo, Refuerzo



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Abstract.

The main objective of this work is the design and construction of a flying wing reinforced with fiberglass adaptable for RF (Radio Frequency) and AI (Artificial Intelligence) flights at Los Libertadores University Foundation. This project has the purpose of allowing participation in model airplane events in the professional or basic category, in addition to serving as a teaching prototype for future generations acquired in innovation and learning of flying wings and drones.

In recent years, the implementation of model airplanes has been observed in various universities. It has not only been used in the educational field, but it has also become an activity present in numerous competitions in which different academic institutions and schools participate. With this project, we seek to promote and further expand the field of model airplanes within our university.

The final objective is that students can improve and update the circuits and materials used in the wing, in order to obtain better results and acquire practical knowledge in the design and construction of these aircraft. Likewise, it seeks to encourage participation in various contests of different categories, offering safe and stable flights that demonstrate the quality and efficiency of the developed prototype.

Keywords: Wing, Fiberglass, Flight, Reinforcement.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

TABLA DE CONTENIDO

CAPÍTULO 1	23
1. INTRODUCCIÓN	23
CAPÍTULO 2	25
2.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	25
2.2 OBJETIVOS	26
2.2.1 <i>Objetivo General</i>	26
2.2.2 <i>Objetivos específicos</i>	26
2.3 JUSTIFICACIÓN	26
CAPÍTULO 3	29
3. MARCO TEÓRICO	29
3.1 Definición, descripción e historia de alas volantes	29
3.1.1 Definición ala volante.....	29
3.1.2 Descripción ala volante.....	30
3.1.3 Historia del ala volante.....	31
3.2 Ventajas, desafíos y aplicaciones en la industria aeroespacial de las alas volantes	38
3.2.1 Ventajas.....	38
3.2.2 Desafíos.....	39
3.2.3 Aplicaciones en la industria aeroespacial de las alas volantes	39
3.3 Materiales compuestos	41
3.3.1 Introducción a los materiales compuestos	41
3.3.2 Propiedades de los materiales compuestos	42
3.3.3 Veneficios de los materiales compuestos	43
3.4 Fibra de vidrio	44
3.4.1 Propiedades mecánicas de la fibra de vidrio.....	44
3.4.2 Comportamiento de la fibra de vidrio frente a diferentes cargas y condiciones ambientales	45
3.4.3 Limitaciones de la fibra de vidrio.....	45
3.5 Análisis electrónico	46
3.6 Análisis geométrico	48
3.7 Análisis aerodinámico	52
3.7.1 Principios básicos de diseño aerodinámico para aeromodelos.....	52

3.7.2	Consideraciones aerodinámicas para alas volantes	53
3.8	<i>Análisis estructural</i>	57
3.8.1	Consideraciones de fatiga para alas volantes reforzadas con fibra de vidrio	57
3.8.2	Consideraciones estructurales para alas volantes.....	58
3.8.3	Análisis por elementos finitos aplicada a la fibra de vidrio	59
3.9	<i>Análisis de estabilidad</i>	61
3.9.1	Estabilidad longitudinal	61
3.9.2	Estabilidad lateral.....	62
3.10	<i>Marco Referencial</i>	63
3.11	<i>Marco Histórico</i>	63
3.12	<i>Marco Legal</i>	65
CAPÍTULO 4		67
4.	METODOLOGÍA APLICADA.....	67
CAPÍTULO 5		71
5.	ANÁLISIS Y RESULTADOS.....	71
5.1	<i>Primera fase: Dimensionamiento general</i>	71
5.1.1	Elección de perfil aerodinámico.....	71
5.1.2	Cálculos geométricos.....	75
5.1.1.4	Cálculos de performance.....	79
5.2	<i>Segunda fase: sistema eléctrico</i>	81
5.2.1	análisis electrónico.....	81
5.3	<i>Tercera fase: Diseño</i>	88
5.3.1	Diseño en CAD:.....	88
5.4	<i>Cuarta fase: Prueba aerodinámica</i>	89
5.4.1	Análisis aerodinámico.....	89
5.5	<i>Quinta fase: Elección del material compuesto</i>	94
5.5.1	Elección de fibra de vidrio.....	94
5.6	<i>Sexta fase: Prueba estructural</i>	96
5.6.1	Análisis estructural.....	96
5.7	<i>Séptima fase: Prueba de estabilidad</i>	101
5.7.1	Cálculo de centro de gravedad	101

5.7.2 Análisis de estabilidad	103
5.8 Octava fase: Construcción	111
5.8.1 Paso 1	111
5.8.2 Paso 2	114
5.8.3 Paso 3	115
5.8.4 Paso 4	116
5.8.5 Paso 5	119
5.8.6 Paso 6	120
5.8.7 Paso 7	122
5.8.8 Paso 8	123
5.8.9 Paso 9	126
5.9 Novena fase: Pruebas.	127
5.9.1 Vuelo de prueba	127
CAPÍTULO 6	130
6. CONCLUSIONES	130
CAPÍTULO 7	132
7. BIBLIOGRAFÍAS	132

Índice de figuras

FIGURA 1 DRON ALA FIJA	30
FIGURA 2 PRIMER AEROMODELO DE CONFIGURACIÓN TRAPEZOIDAL	32
FIGURA 3 BOMBARDERO G-38	33
FIGURA 4 AERONAVE B-36.....	34
FIGURA 5 BOMBARDERO	34
FIGURA 6 AERONAVE IX	35
FIGURA 7 AERONAVE B-2.....	36
FIGURA 8 AERONAVE MODERNA	36
FIGURA 9 AERONAVES N-1M	37
FIGURA 10 AERONAVE CONFIGURACIÓN TRAPEZOIDAL.....	37

FIGURA 11 ARRASTRE.....	54
FIGURA 12 SUSTENTACIÓN.....	54
FIGURA 13 METODOLOGÍA.....	67
FIGURA 14 COEFICIENTES DE AERONAVES	71
FIGURA 15 PERFIL SELECCIONADO.....	74
FIGURA 16 MEDIDAS	77
FIGURA 17 MEDIDAS PLANO	78
FIGURA 18 MEDIDAS ADICIONALES.....	78
FIGURA 19 METODOLOGÍA.....	82
FIGURA 20 RECEPTOR DE VUELO.....	82
FIGURA 21 FICHA TÉCNICA DE RECEPTOR.....	83
FIGURA 22 CONTROLADOR DE VELOCIDAD.....	83
FIGURA 23 FICHA TÉCNICA DE ESC.....	84
FIGURA 24 BATERÍA LIPO	84
FIGURA 25 FICHA TÉCNICA DE BATERÍA	85
FIGURA 26 SERVOMOTOR	85
FIGURA 27 FICHA TÉCNICA DE SERVOMOTOR.....	86
FIGURA 28 MOTOR BRUSHLESS.....	86
FIGURA 29 FICHA TÉCNICA DE MOTOR BRUSHLESS 2212.....	86
FIGURA 30 DISEÑO CAD.....	88
FIGURA 31 PRESIÓN OBTENIDA.....	89
FIGURA 32 VELOCIDAD EN X	91
FIGURA 33 PRESIONES MÁXIMAS Y MÍNIMAS.....	92
FIGURA 34 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	92
FIGURA 35 DISTRIBUCIÓN DE VELOCIDADES	93
FIGURA 36 RESULTADOS DE SUSTENTACIÓN Y PRESIÓN ESTÁTICA PROMEDIO	93
FIGURA 37 FIBRA DE VIDRIO VOLAN	96
FIGURA 38 MATERIAL APLICADO EN EL PLANO	97
FIGURA 39 RESTRICCIÓN APLICADA AL PLANO.....	97

FIGURA 40 CARGAS EXTERNAS	98
FIGURA 41 MALLADO DEL PLANO.....	98
FIGURA 42 TENSIONES OBTENIDAS	99
FIGURA 43 DESPLAZAMIENTO DEL PLANO	100
FIGURA 44 DEFORMACIÓN UNITARIA	100
FIGURA 45 FACTOR DE SEGURIDAD	101
FIGURA 46 CENTRO DE GRAVEDAD.....	102
FIGURA 47 DATOS PARA EL PROGRAMA	102
FIGURA 48 MODELAMIENTO XFLR5	104
FIGURA 49 DISTRIBUCIÓN DE MASAS	105
FIGURA 50 VALORES DE CG Y MOMENTO DE INERCIA	106
FIGURA 51 COMPORTAMIENTO DE LAS FUERZAS	106
FIGURA 52 DIAGRAMA DE ESTABILIDAD LATERAL	107
FIGURA 53 DIAGRAMA DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL	109
FIGURA 54 PROCESO DE CONSTRUCCIÓN	111
FIGURA 55 ICOPOR	112
FIGURA 56 DISEÑO DE PERFIL.....	112
FIGURA 57 COMPARACIÓN DE PERFIL ORIGINAL Y REPLICA	113
FIGURA 58 LIJAS	113
FIGURA 59 MOLDEAMIENTO DEL ALA	114
FIGURA 60 ELEMENTOS PARA CUBRIR LOS POROS DEL ICOPOR.....	115
FIGURA 61 APLICACIÓN DE LA MEZCLA.....	115
FIGURA 62 BASE PARA SOPORTE DE MOTOR	116
FIGURA 63 RECORTE DE FIBRA DE VIDRIO.....	116
FIGURA 64 AJUSTAMIENTO DE FIBRA DE VIDRIO RECORTADA	117
FIGURA 65 HERRAMIENTAS DE MEZCLA Y PESOS	117
FIGURA 66 RESINA EPOXICA	117
FIGURA 67 CATALIZADOR	118
FIGURA 68 MEZCLA DE CATALIZADOR Y RESINA	118

FIGURA 69 APLICACIÓN DE LA MEZCLA DE RESINA Y CATALIZADOR	119
FIGURA 70 REFUERZO EN PUNTA DEL AEROMODELO.....	119
FIGURA 71 RECORTE PARA LA UBICACIÓN DE LOS ELEMENTOS ELECTRÓNICOS	120
FIGURA 72 BASES PARA ELEMENTOS ELECTRÓNICOS	121
FIGURA 73 CONSTRUCCIÓN DE TAPA DE INSPECCIÓN	121
FIGURA 74 INSTALACIÓN DE TAPA DE INSPECCIÓN	122
FIGURA 75 ALISAMIENTO DEL ALA	122
FIGURA 76 INSTALACIÓN DE VELCRO.....	123
FIGURA 77 INSTALACIÓN DE ELECTRÓNICA	124
FIGURA 78 INSTALACIÓN DE CACHOS Y SOPORTE DE MOTOR	124
FIGURA 79 INSTALACIÓN DE SOPORTES PARA ALERONES.....	125
FIGURA 80 INSTALACIÓN DE CINTA PARA ALERONES	125
FIGURA 81 PROTOTIPO FINAL.....	126
FIGURA 82 VUELO	127
FIGURA 83 TIEMPO EN ALCANZAR 1 KM.....	128

Índice de tablas

TABLA 1 PERFILES SELECCIONADOS	73
TABLA 2 TABLA DE ESTIMACIÓN DE PESOS	103

Índice de graficas

GRÁFICA 1 CL VS ALPHA DEL PERFIL SELECCIONADO PARA CL.....	75
GRÁFICA 2 CL VS ALPHA DEL PERFIL SELECCIONADO PARA CD.....	75
GRAFICA 3 GRAFICAS DE PRESIONES	90
GRAFICA 4 GRAFICAS DE TEMPERATURAS	90
GRAFICA 5 GRAFICAS DE ESTABILIDAD LATERAL	108
GRAFICA 6 GRAFICAS DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL	110

GLOSARIO DE ABREVIATURAS

Abreviaturas.

α : Ángulo de ataque.

Λ : Ángulo de flechamiento.

λ : Relación de taperado.

S: Área. B: Envergadura.

AR: Relación de área ó de aspecto.

Ctip: Cuerda en la punta.

Croot: Cuerda en la raíz.

MAC: Cuerda media aerodinámica.

Re: Número Reynolds.

K : Factor de forma de componente.

$S_{análisis}$: Área expuesta o área de análisis.

S_{ref} : Área de referencia o general del prototipo.

M : Número Mach.

a_{∞} : Velocidad del sonido del aire no perturbado.

V_{∞} : Velocidad relativa del aire no perturbado.

μ_{∞} : Viscosidad dinámica del aire no perturbado.

ρ_{∞} : Densidad del aire no perturbado.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

V_{stall} : Velocidad de pérdida.

CL : Coeficiente de sustentación de la aeronave.

Cl : Coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico.

CL_{max} : Coeficiente de sustentación máximo.

Cl, α : Pendiente de la gráfica de sustentación Cl vs α del perfil.

CL, ∞ : Pendiente de la gráfica de sustentación CL vs α del prototipo en virtud del aire no perturbado.

CM : Coeficiente de momento de la aeronave.

Cd : Coeficiente de arrastre total para un perfil aerodinámico.

CD : Coeficiente de arrastre total de la aeronave.

CDO : Coeficiente de arrastre parásito de la aeronave.

CDi : Coeficiente de arrastre inducido de la aeronave.

CP : Coeficiente presión.

Mo : Momento del prototipo.

L : Fuerza de sustentación del prototipo.

D : Fuerza de arrastre del prototipo.

T : Empuje. V_{∞} : Velocidad promedio.

W : Peso. MPa: Mega Pascal.

Ω : Omhios.

V : Voltios.

W: Vatios.

RPM: Revoluciones por minuto.

mAh: Miliamperios por hora.

KEAS: “Knots equivalent airspeed” – Velocidad equivalente en nudos.

m: Metros.

cm: Centímetros.

mm: Milímetros.

Cf: Coeficiente de fricción.

ft: Pies.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Capítulo 1

1. Introducción

Este proyecto de tesis se centra en el diseño y construcción de un ala volante reforzada con fibra de vidrio. El objetivo principal es desarrollar un ala con un fuselaje hueco que permita la inserción de componentes electrónicos. Actualmente, estos elementos se encuentran expuestos y vulnerables a sufrir daños en caso de impacto, lo que puede dejar el ala inutilizable. La incorporación de refuerzos de fibra de vidrio evitará roturas y garantizará que el ala pueda resistir múltiples impactos de diferentes magnitudes, protegiendo así los componentes electrónicos. Este diseño se adaptará a diferentes categorías de vuelo, como la categoría RF (Radiofrecuencia), dirigida a principiantes y pilotos en formación. En esta categoría, las alas suelen sufrir varios impactos que pueden resultar en fracturas. Por lo tanto, el uso de refuerzos de fibra de vidrio proporcionará resistencia y durabilidad al ala, permitiendo su uso continuo.

Además, el ala será adecuada para la categoría IA (Inteligencia Artificial), ya que contará con suficiente espacio para la integración de diversos sensores de aproximación y una tarjeta gráfica. Su tamaño mediano proporcionará una buena velocidad y estabilidad, lo que facilitará su control tanto para estudiantes principiantes como para aquellos con experiencia en vuelo de alas volantes en la Fundación Universitaria Los Libertadores. De esta manera, los estudiantes podrán adquirir conocimientos no solo en pilotaje, sino también en la construcción y modificación de este tipo de aeromodelos.

La característica principal de esta ala es su capacidad para participar en concursos organizados por otras universidades. Al presentar pilotos capacitados y un ala que ha sido sometida a análisis aerodinámicos, de estabilidad y estructurales exhaustivos, se generará

confianza y seguridad. El diseño de este proyecto surgió a raíz de la participación inicial en un concurso de aeromodelismo en representación de la universidad, con el objetivo de corregir errores y destacar sobre las otras alas sin comprometer su rendimiento.

La implementación de esta ala ayudará a los futuros ingenieros a comprender mejor el campo del aeromodelismo, motivándolos a seguir explorando esta área y contribuyendo a la universidad en la obtención de premios en diversos concursos.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Capítulo 2

2.1 Planteamiento del Problema

En Colombia, se ha observado un creciente interés y desarrollo en el campo del aeromodelismo, esto se puede evidenciar en los diferentes concursos como lo es el ZAGI AEES RACE Colombia, donde las universidades y escuelas demostraron un gran potencial en la construcción y pilotaje de aeromodelos, El uso de drones o aeromodelos no solo se evidencian en concursos, sino también en áreas como la arquitectura, la construcción y la agronomía. Sin embargo, a pesar de esta evolución, los estudiantes no han encontrado la motivación necesaria para adentrarse en este campo y profundizar en su estudio e investigación, utilizando nuevas tecnologías y reforzando métodos históricos en esta área.

Por lo tanto, surge la necesidad de este proyecto, con el objetivo de incentivar a los estudiantes a involucrarse en la construcción y pilotaje de aeromodelos, promoviendo así un crecimiento en la universidad en este campo y enfoque hacia nuevos proyectos. Algunas universidades colombianas ya han experimentado un gran avance en el mundo del aeromodelismo, participando en concursos y ganando reconocimiento. Con la ayuda de este prototipo, los estudiantes de la Fundación Universitaria Los Libertadores contarán con un ala completamente funcional, que podrán utilizar para potenciar habilidades y competir en diferentes presentaciones y concursos.

La motivación para este proyecto surge a partir de la participación de la universidad en un concurso de aeromodelismo, donde se evidenció la falta de conocimiento en la construcción, análisis, estudio y pilotaje de alas volantes. Estas limitaciones generaron complicaciones durante el desarrollo del concurso. El objetivo es evitar que esto ocurra nuevamente, al proporcionar a los estudiantes un prototipo de ala que pueda ser utilizado en diferentes clases,

brindándoles mayor seguridad y confianza para participar con nuevas ideas y conocimientos adquiridos. Además, al familiarizarse con el manejo del ala, los estudiantes tendrán mayores posibilidades de obtener primeros lugares en los concursos en los que participen.

En resumen, este proyecto busca llenar el vacío existente en la motivación de los estudiantes para adentrarse en el mundo del aeromodelismo, promoviendo su participación activa, el desarrollo de nuevas habilidades y conocimientos, y brindándoles un prototipo de ala funcional que les permita competir en concursos con mayor confianza y posibilidades de éxito.

2.2 Objetivos

2.2.1 Objetivo General

- Diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado en configuración modular a partir de materiales compuestos

2.2.2 Objetivos específicos

- Definir los parámetros adecuados de diseño que se usarán para el aeromodelo.
- Establecer cuál será la resistencia estructural del aeromodelo.
- Realizar análisis aerodinámico, estructural y de estabilidad por medio de CFD.
- Construir el aeromodelo una vez se hayan obtenidos los valores finales

2.3 Justificación

Este proyecto surge con la motivación de mejorar la resistencia del ala volante a los impactos, basándose en la experiencia obtenida durante la participación de la universidad en el concurso de ala volante Race 2022. Durante dicho concurso, se observó que las alas sufrían graves daños debido a impactos cuando eran pilotadas por personas sin experiencia. Además,

se evidenció que, en caso de falla en vuelo debido a cortocircuitos u otros problemas, el ala se desplomaba y sufría daños estructurales, dejándola inoperable.

Para abordar estos problemas, se decidió diseñar un ala con un refuerzo que proporcionara mayor resistencia. Sin embargo, se tuvo en cuenta que este refuerzo no debía ser demasiado pesado, ya que afectaría el rendimiento del ala. Por lo tanto, se optó por utilizar un material compuesto llamado fibra de vidrio. Además, con el fin de proteger los componentes electrónicos de impactos y condiciones climáticas adversas como la lluvia, se implementó una tapa de inspección que permitiera alojar dichos componentes.

El objetivo principal de este proyecto es participar nuevamente en el concurso de ala volante para el año 2023 sin correr el riesgo de sufrir daños estructurales y mejorar la eficiencia en vuelo del prototipo. Con este nuevo diseño, se esperan mayores posibilidades de ganar premios en diversos concursos organizados por otras universidades. El prototipo ayudará a obtener reconocimiento y llamará la atención de nuevos estudiantes interesados en aprender y profundizar en este campo. Los concursos en los que la universidad participe reflejarán el trabajo y la disciplina demostrados por los estudiantes para adquirir un excelente conocimiento en aeromodelismo.

Además, los conocimientos adquiridos en la Fundación Universitaria Los Libertadores se podrán aplicar en proyectos futuros, poniendo en práctica los conocimientos adquiridos a través de programas, maquinaria y libros durante la carrera de Ingeniería Aeronáutica. El prototipo también podrá ser utilizado en espacios académicos como la electiva de drones o el diplomado en drones, presentándose como un laboratorio o proyecto final. Además, brindará la oportunidad de implementar nuevas ideas en materias como diseño, estabilidad y dinámica, entre otras.

En resumen, este proyecto busca mejorar la resistencia del ala volante contra impactos, basándose en la experiencia obtenida en el concurso de ala volante. Con el nuevo diseño, se espera participar exitosamente en futuros concursos, ganar reconocimiento y atraer a nuevos estudiantes interesados en el campo del aeromodelismo. Además, el prototipo servirá como una herramienta de aprendizaje y aplicación de conocimientos en diversos espacios académicos relacionados con los drones y la ingeniería aeronáutica.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Capítulo 3

3. Marco Teórico

La descripción de cada símbolo de las diferentes fórmulas expuestas a continuación se encontrará en la paginas 23-24-25 (glosario de abreviaturas).

3.1 Definición, descripción e historia de alas volantes

3.1.1 Definición ala volante

Las alas volantes son una configuración aerodinámica en la que el fuselaje y las alas de una aeronave se integran en una sola estructura continua, sin la presencia de una cola distintiva. En este diseño, las alas se extienden a lo largo de todo el fuselaje y no hay una separación clara entre el ala y el cuerpo principal de la aeronave. En lugar de tener una configuración convencional con alas, cola y fuselaje por separado, las alas volantes combinan estas partes en una sola unidad aerodinámica.

Se define como una configuración estructural diseñada especialmente para obtener la mayor sustentación posible con un bajo arrastre, esta configuración se infiere como una de las más complejas debido a que no posee un fuselaje ni un empenaje lo cual genera varios puntos a favor, este diseño es implementado en aeronaves que se compongan con una mayor maniobrabilidad , este diseño es poco visto en la industria ya que para su elaboración se requieren mecanismos de estabilidad de mayor complejidad pero esto es mínimo si se compara con los beneficios que se obtienen de esta configuración respecto a sus niveles de velocidad, maniobrabilidad y bajo consumo como se observa en la figura 1. (iaerocol, 2021).



Figura 1 Dron ala fija

Recuperado de (iaerocol, 2021).

3.1.2 Descripción ala volante

Las alas volantes se caracterizan por su forma delta o en forma de flecha, que ofrece varias ventajas aerodinámicas. Estas aeronaves presentan una distribución de carga alar más uniforme, lo que mejora la eficiencia aerodinámica y reduce la resistencia inducida. Al integrar las alas y el fuselaje en una estructura continua, se logra una mayor resistencia estructural y una mejor distribución de la carga aerodinámica en toda la aeronave.

La ausencia de una cola vertical y horizontal distintiva reduce el arrastre parasitario y mejora la eficiencia del combustible. Además, al eliminar la cola, se reduce el peso y la complejidad del diseño, lo que se traduce en un ahorro de costos de fabricación y mantenimiento.

Las alas volantes pueden ser utilizadas en una variedad de aplicaciones aeronáuticas, desde aviones de pasajeros hasta aeronaves militares y drones. Su diseño aerodinámico ofrece una mayor eficiencia en vuelo de larga distancia, lo que los hace adecuados para misiones de transporte y reconocimiento. También son atractivos para aplicaciones militares debido a su capacidad para transportar cargas útiles significativas y su menor perfil radar.

Sin embargo, el diseño de alas volantes también presenta desafíos. La estabilidad y el control longitudinal y lateral deben ser cuidadosamente diseñados y controlados mediante sistemas de control activos. Además, la configuración sin cola puede generar mayores cargas estructurales en ciertas condiciones de vuelo, lo que requiere un análisis estructural y una atención especial a la resistencia y durabilidad de la aeronave.

En resumen, las alas volantes son una configuración aerodinámica innovadora que integra las alas y el fuselaje en una sola estructura continua. Ofrecen ventajas significativas en términos de eficiencia aerodinámica, resistencia estructural y reducción del arrastre, lo que los convierte en una opción atractiva para diversas aplicaciones aeronáuticas. Sin embargo, su diseño requiere consideraciones cuidadosas en términos de estabilidad, control y resistencia estructural. (aeromodelismo, 2008)

3.1.3 Historia del ala volante

Desde años pasados se ha venido obteniendo mejoras en el mundo de la aviación, el ala volante nace desde la idea de poder diseñar una aeronave el cual no consta de cola ni fuselaje, las ventajas que puede proporcionar esta modificación es disminuir peso y arrastre, ya que con ello se obtendrá una reducción de consumo de combustible por lo cual es una de las metas más deseadas en el mundo de la aviación, esto también dará una ventaja de carga ya que disminuyendo peso al momento de retirar la cola y fuselaje, esta puede ser reemplazada por carga paga, la desventaja es que la aeronave tenderá a ser inestable ya que se perderá equilibrio y superficies de control muy importantes como lo es el rudder y elevadores, estos se encargan de controlar y estabilizar el cabeceo y alabeo de una aeronave.

En el año de 1910 Hugo Junkers patentó un diseño de ala volante en el cual se realizaron varios aeromodelos para corregir problemas de estabilidad, esto con el fin de construir un ala el cual fuera capaz de llevar una buena carga de pasajeros y mercancía y poder cruzar el atlántico pero no fue hasta el año de 1919 que se comenzó a trabajar en un prototipo a escala real como lo fue el JG1, lastimosamente 2 años después la comisión aliada de control aeronáutico ordenó la destrucción del prototipo ya que supera los límites de la aviación alemana, como se observa en la figura 2.



Figura 2 Primer aeromodelo de configuración trapezoidal

Recuperado de (Puig Serra, 2015)

Con el paso del tiempo Junkers idea alas volantes futuristas con capacidad de hasta mil pasajeros, esto se vio reflejado en el año de 1931 donde fue diseñado el segundo prototipo llamado Junkers G-38, este prototipo constaba de una gran ala ancha en el cual se podía ingresar una gran cantidad de combustible, dos cabinas para los pilotos y sus respectivos motores, Junkers tuvo que realizar modificaciones en el prototipo, adicionando un fuselaje para poder ingresar a la tripulación, ya con esta modificación el aeronave estaría perdiendo su función principal el cual es quitar la cola del aeronave y su fuselaje, como se observa en la figura 3.

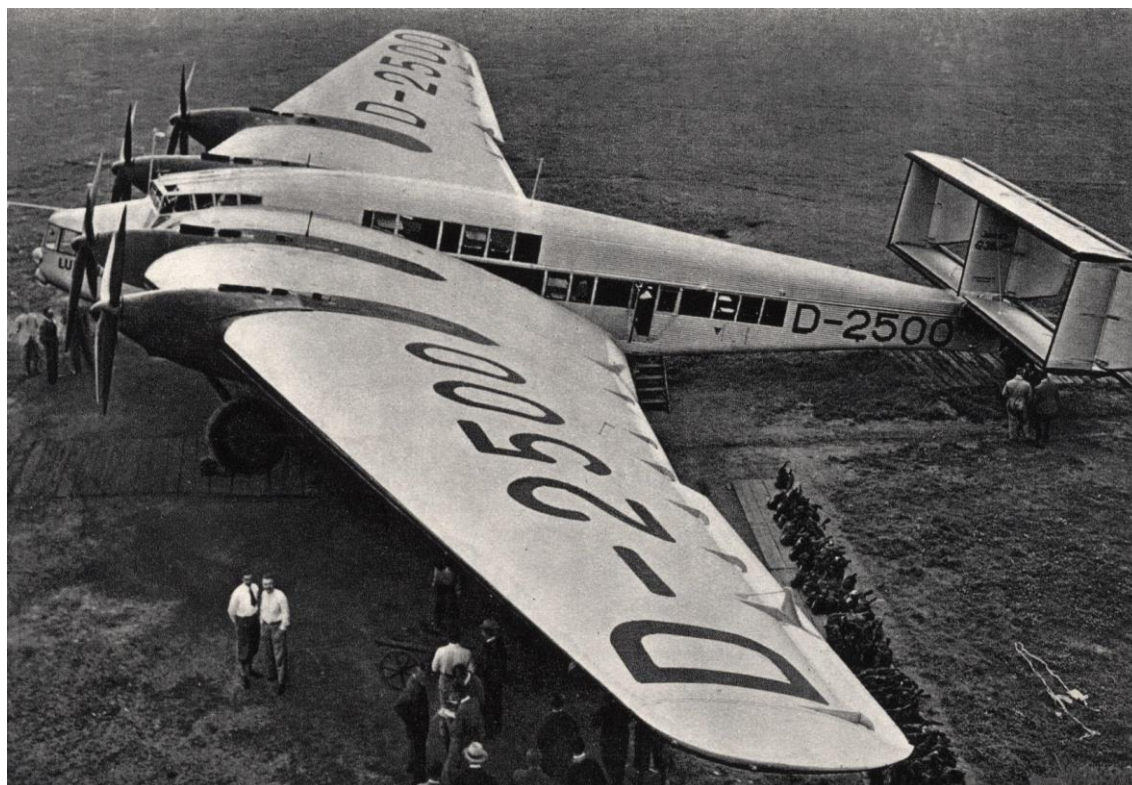


Figura 3 Bombardeo G-38

Recuperado de (Puig Serra, 2015)

Para la época de 1930 a 1940 los estudios para las alas volantes aumentaron gracias a Jack Northrop, Cheston L, Eshelamn, Alexander Lippisch, los hermanos Horten de Alemania y diseñadores soviéticos como lo fueron Boris Ivanovich Cheranovsky, estos avances se realizaron para diseño, carga, pilotaje, estabilidad y materiales.

En el año de Jack Northrop comenzó a trabajar en un ala volante usando como referencia alas como lo fueron el Mx-334, el interceptor, Xp-79b, el Mx-543 y la bomba voladora Jb-1a. Para esta época ya se tuvo en cuenta que el diseño de esta aeronave no iba a ser funcional para el transporte de mercancía o personal, pero para la guerra si fue un diseño llamativo, estos prototipos en el cual se basó Northrop son aeronaves bombarderas el cual eran impulsados por dos grandes motores de pistón con cohetes adicionales en cada motor, Northtop construyó su aeronave llamada Xb-35 pero al ser un prototipo muy complicado y demorado en construir perdió credibilidad y fue reemplazado por el Convair B-36 el cual solo volaron 3 de ellos, estas aeronaves perdieron posibilidades comerciales desde el momento que una de ellas

generó un accidente costándole la vida al capitán Glen Edwards, como se observa en la figura 4 y 5 (David Piñeiro, 2017).



Figura 4 Aeronave B-36

Recuperado de (David Piñeiro, 2017) .



Figura 5 Bombardero

Recuperado de (David Piñeiro, 2017) .

Para 1940 Walter y Reimar Horten comenzaron la construcción de un ala volante diseñada principalmente para combate, según los hermanos alemanes este jet era capaz de llegar a los 998 Km/h y fue nombrado como IX, lastimosamente en el proceso de construcción la guerra

mundial termino y el proceso de esta ala quedo detenido y nunca se logró culminar, como se observa en la figura 6 (David Piñeiro, 2017).

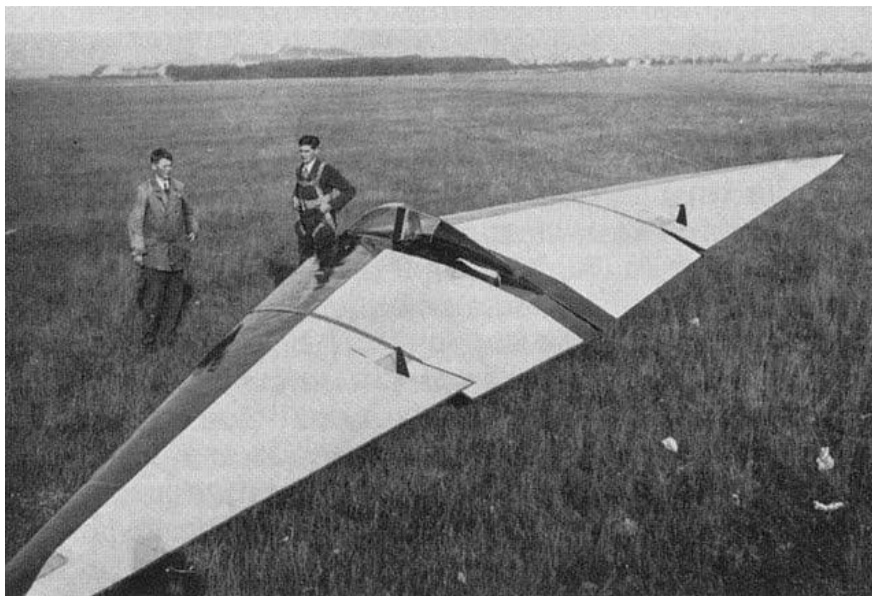


Figura 6 Aeronave IX

Recuperado de (David Piñeiro, 2017) .

En el año de 1981 Northrop llegó uno de los bombarderos de ala volante más potente y con éxito, su primer vuelo fue en el año de 1989 y fue llamado B-2, esta aeronave con el paso del tiempo fue mejorando su tecnología y dio paso unos años después a la construcción del F-16. Esto nos da a saber que en épocas pasadas la idea de una aeronave con ala volante fue buena, lastimosamente no se contaba con la tecnología necesaria para poder cumplir este propósito, al comienzo fue diseñada para el transporte de personas y mercancías, pero con el paso del tiempo este diseño tomó tanta fuerza que al día de hoy las aeronaves que cuentan con esta configuración son de las más potentes usadas para combates, con una velocidad impresionante y con un nivel de maniobrabilidad alto, para poder controlar estas acrobacias se debe contar con instrumentos sofisticados como sistemas de control computarizados, como se observa en la figura 7 y 8 (EcuRed, 1998).



Figura 7 Aeronave B-2

Recuperado de (EcuRed, 1998).



Figura 8 Aeronave moderna

Recuperado de (EcuRed, 1998).

En 1929 John Knudsen ingeniero aeronáutico tomó la decisión de crear un ala volante dando paso a la creación del ala volante Nothrop N-1M construida en 1923, como se observa en la figura 9 (EcuRed, 1998).

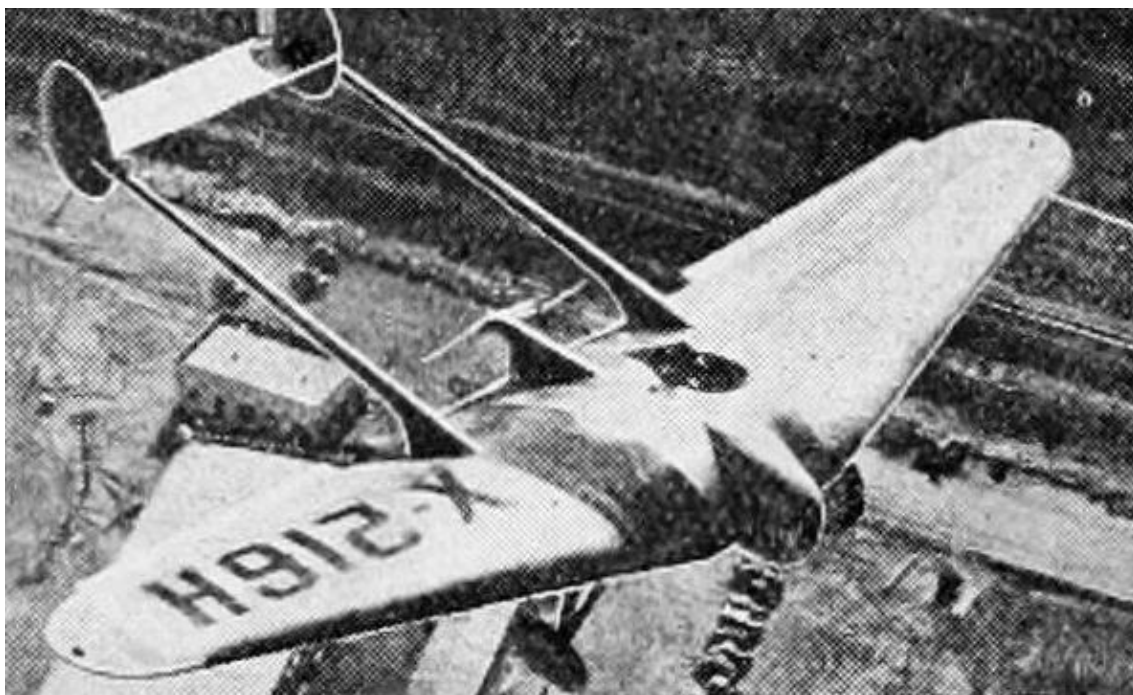


Figura 9 Aeronaves N-1M

Recuperado de (EcuRed, 1998).

Para cada prototipo construido se construyó una aeronave a escala con el fin de simular como sería el comportamiento, además de que en la segunda guerra mundial se usaron estas micro aeronaves como bombarderos sigilosos, estos constaban de una batería, un motor pequeño y un controlador a distancia, como se observa en la figura 10 (EcuRed, 1998).



Figura 10 Aeronave configuración trapezoidal

Recuperado de (EcuRed, 1998).

3.2 Ventajas, desafíos y aplicaciones en la industria aeroespacial de las alas volantes

3.2.1 Ventajas

Las alas volantes son una configuración de diseño de aeronaves que presentan varias ventajas en comparación con otras configuraciones más tradicionales, como los aviones de ala fija. Algunas de las ventajas de las alas volantes son las siguientes: (Tristancho, 2014)

- 1- Mayor autonomía de vuelo: Gracias a su eficiencia aerodinámica y menor peso estructural, las alas volantes pueden lograr una mayor autonomía de vuelo en comparación con las aeronaves convencionales. Esto las hace ideales para misiones de largo alcance o misiones que requieren largos períodos en el aire. (Tristancho, 2014)
- 2- Menor peso estructural: Al no requerir una estructura de fuselaje separada, las alas volantes tienden a ser más ligeras en comparación con las aeronaves de ala fija convencionales. Esto permite una mayor carga útil (Tristancho, 2014) o una mayor autonomía de vuelo con la misma cantidad de combustible.
- 3- Mayor capacidad de carga: Debido a su diseño sin fuselaje, las alas volantes ofrecen un área de superficie sustancial para transportar carga útil. Esto las convierte en una opción ideal para aplicaciones que requieren una gran capacidad de carga, como el transporte de mercancías o la entrega de suministros. (Tristancho, 2014)
- 4- Maniobrabilidad mejorada: La configuración del ala volante proporciona una mayor estabilidad y control durante el vuelo. Al eliminar los estabilizadores horizontales y verticales, se reduce la posibilidad de oscilaciones no deseadas y se mejora la capacidad de respuesta a las maniobras. (Tristancho, 2014)
- 5- Eficiencia aerodinámica: Las alas volantes tienen una forma aerodinámica que reduce la resistencia al avance y mejora la eficiencia del vuelo. Al eliminar el fuselaje y los

estabilizadores horizontales y verticales separados, se reduce la resistencia inducida y el arrastre parasitario. (Tristancho, 2014)

- 6- Menor huella radar: La forma plana y continua de las alas volantes reduce su firma radar, lo que las hace menos detectables para los radares enemigos. Esto puede ser ventajoso en aplicaciones militares, ya que proporciona una mejor capacidad de penetración y evasión en entornos hostiles. (Tristancho, 2014)

3.2.2 Desafíos

Es importante tener en cuenta que las alas volantes también presentan algunos desafíos, como la estabilidad lateral y el diseño del control de vuelo. Sin embargo, las ventajas mencionadas anteriormente han llevado al desarrollo y la adopción de alas volantes en diversas aplicaciones, tanto civiles como militares, además, se debe tener mucho cuidado al momento de realizar su distribución de pesos ya que se debe respetar el centro de gravedad del ala para así obtener vuelos y una estabilidad eficiente.

Otro aspecto a tener en cuenta es realizar una estructura que brinde ventajas en su aerodinámica ya que, si el modelo a construir contiene una estructura deficiente, esta sufrirá al momento de planear o de despegar, causando un mayor esfuerzo al motor y así disminuyendo su tiempo de vuelo.

3.2.3 Aplicaciones en la industria aeroespacial de las alas volantes

A continuación, se describe cuáles son las aplicaciones en la aviación para las alas volantes de drones como de aviación comercial o militar: (Tristancho, 2014)

- 1- Aplicaciones militares: En el ámbito militar, las alas volantes se consideran para aplicaciones estratégicas, tácticas y de reconocimiento. Su perfil bajo y su menor firma radar las hacen atractivas para operaciones sigilosas. Además, su capacidad de llevar

cargas útiles significativas, como armamento y sensores, las convierte en plataformas versátiles para misiones militares.

- 2- Aeronaves no tripuladas (drones): Los drones de ala volante se están volviendo cada vez más populares debido a su eficiencia y capacidad de carga. Estas aeronaves se utilizan en una amplia gama de aplicaciones, como mapeo aéreo, inspección de infraestructuras, vigilancia, entrega de paquetes y operaciones militares. Su diseño compacto y su capacidad para volar de manera autónoma hacen que los drones de ala volante sean una opción atractiva en el campo de la aviación no tripulada.
- 3- Aeronaves de vigilancia y reconocimiento: Las alas volantes ofrecen una plataforma estable y eficiente para misiones de vigilancia y reconocimiento. La capacidad de llevar cargas útiles y sensores en una estructura integrada permite una mayor autonomía de vuelo y una mejor eficiencia en la recopilación de datos. Estas aeronaves pueden ser utilizadas para aplicaciones civiles, como la monitorización del medio ambiente y la gestión de desastres, así como para aplicaciones militares de vigilancia y reconocimiento.
- 4- Aviones de carga: Las alas volantes también se consideran para aplicaciones de carga aérea. Su diseño aerodinámico eficiente y la capacidad de llevar cargas pesadas las convierten en candidatas ideales para el transporte de mercancías. La configuración de ala volante permite un mayor espacio de carga y una distribución de carga más uniforme, lo que facilita la carga y descarga de mercancías.
- 5- Aviones de transporte de pasajeros: Las alas volantes ofrecen ventajas significativas en términos de eficiencia y economía de combustible. En el ámbito de la aviación comercial, se están explorando diseños de alas volantes para aviones de transporte de pasajeros de largo alcance. Estas aeronaves podrían ofrecer mayor capacidad de carga

útil y menor consumo de combustible en comparación con los aviones convencionales, lo que resultaría en una mayor eficiencia operativa y menor impacto ambiental.

3.3 Materiales compuestos

3.3.1 Introducción a los materiales compuestos

Los materiales compuestos han atraído un gran interés en la industria y la investigación académica debido a sus propiedades únicas y su amplia gama de aplicaciones en varios campos, incluido el aeroespacial. Los materiales compuestos son aquellos que se obtienen combinando dos o más componentes diferentes para crear un material con mejores propiedades que sus componentes individuales. En comparación con los materiales tradicionales como el acero o el aluminio, los materiales compuestos ofrecen varias ventajas importantes, como una alta relación resistencia-peso, alta rigidez, resistencia a la corrosión y capacidad de amortiguación de vibraciones. Estas propiedades hacen que los materiales compuestos sean ideales para aplicaciones que requieren una combinación óptima de resistencia estructural, ligereza y durabilidad. Los materiales compuestos suelen constar de dos componentes principales: matriz y refuerzo. La matriz actúa como un material que soporta y protege el refuerzo, mientras que el refuerzo es el encargado de dotar al material compuesto de las propiedades mecánicas deseadas. La matriz puede constar de diversos materiales, como polímeros termo endurecibles, polímeros termoplásticos o metales. El refuerzo, por otro lado, suele estar compuesto por fibras muy fuertes como fibra de vidrio, fibra de carbono o aramida. La combinación de estos componentes permite alcanzar ciertas propiedades mecánicas según las necesidades de la aplicación. Los materiales compuestos se utilizan ampliamente en la industria aeroespacial para producir piezas estructurales como alas, fuselajes, paneles de revestimiento y piezas interiores de aviones y misiles. Además, también se utilizan en aplicaciones no estructurales como revestimientos protectores, aislamiento térmico y diseño de interiores de aeronaves. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)

3.3.2 Propiedades de los materiales compuestos

- 1- Amortiguación de vibraciones: Los materiales compuestos pueden ofrecer una mejor capacidad de amortiguación de vibraciones en comparación con los materiales tradicionales. Esta propiedad es valiosa para reducir la transmisión de vibraciones no deseadas y mejorar el confort y la seguridad de las estructuras y los ocupantes. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 2- Resistencia a la corrosión: Los materiales compuestos, especialmente aquellos con matriz polimérica, tienen una alta resistencia a la corrosión en comparación con los metales. Esto los hace adecuados para su uso en ambientes corrosivos, como la exposición a la humedad, productos químicos o condiciones marinas. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 3- Peso ligero: Los materiales compuestos son conocidos por su excelente relación resistencia-peso. Debido a su baja densidad y alta resistencia, los componentes fabricados con materiales compuestos son más livianos en comparación con los fabricados con materiales convencionales. Esta propiedad es especialmente valiosa en la industria aeroespacial, donde la reducción de peso es un factor crucial para lograr eficiencia en el consumo de combustible y desempeño de vuelo. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 4- Rigidez: Los materiales compuestos son notablemente rígidos, lo que significa que tienen una baja deformación bajo carga. Esta propiedad permite que los componentes fabricados con materiales compuestos mantengan su forma y estructura en condiciones de carga, lo que es esencial en aplicaciones que requieren estabilidad dimensional y resistencia estructural. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 5- Resistencia mecánica: Los materiales compuestos presentan una alta resistencia mecánica en relación a su peso. La combinación de la matriz y el refuerzo permite

obtener materiales con una resistencia excepcional, superando a los materiales tradicionales como el acero o el aluminio. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)

3.3.3 Veneficios de los materiales compuestos

- 1- Su alta resistencia y rigidez contribuyen a la mejora de la carga útil, el rango de vuelo y la velocidad. Diseño versátil: Los materiales compuestos ofrecen una mayor flexibilidad de diseño en comparación con los materiales convencionales. Su capacidad de ser moldeados en formas complejas y personalizadas permite una mayor libertad en la creación de componentes optimizados en términos de rendimiento y eficiencia. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 2- Resistencia a la fatiga: Los materiales compuestos suelen tener una mayor resistencia a la fatiga en comparación con los materiales metálicos. Esto significa que pueden soportar mejor la carga cíclica y mantener sus propiedades mecánicas durante un mayor número de ciclos de carga. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)
- 3- Eficiencia y rendimiento: Los materiales compuestos permiten la fabricación de componentes más livianos y resistentes, lo que conduce a una mayor eficiencia y rendimiento en aplicaciones aeroespaciales. Su alta resistencia y rigidez contribuyen a la mejora de la carga útil, el rango de vuelo y la velocidad. Reducción de costos: A pesar de que los materiales compuestos pueden tener un costo inicial más alto en comparación con los materiales tradicionales, su uso puede generar ahorros a largo plazo. La reducción de peso de los componentes puede resultar en ahorros significativos en el consumo de combustible y en los costos de operación y mantenimiento de aeronaves. (Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014)

3.4 Fibra de vidrio

3.4.1 Propiedades mecánicas de la fibra de vidrio

Es uno de los materiales de refuerzo más comunes utilizados en los compuestos de fibra de vidrio. Estas propiedades son fundamentales para comprender el comportamiento y la resistencia de la fibra de vidrio en diferentes aplicaciones.

- 1- Resistencia a la compresión: La fibra de vidrio también exhibe una buena resistencia a la compresión, lo que significa que puede soportar fuerzas de compresión sin colapsar. Esta propiedad es importante en aplicaciones donde los componentes están sujetos a cargas de compresión, como en paneles estructurales o columnas. (Laura et al., 1991)
- 2- Resistencia a la tracción: La fibra de vidrio tiene una alta resistencia a la tracción, lo que significa que puede soportar grandes fuerzas aplicadas en la dirección de su longitud sin romperse o deformarse significativamente. Esta propiedad es esencial en aplicaciones donde se requiere una resistencia estructural, como en la construcción de componentes aeroespaciales o automotrices. (Laura et al., 1991)
- 3- Resistencia al corte: La fibra de vidrio tiene una buena resistencia al corte, lo que significa que puede resistir fuerzas que tienden a deformarla por deslizamiento de las capas de fibras. Esta propiedad es esencial en aplicaciones donde se requiere una resistencia a la torsión o a las cargas de corte, como en las aspas de los rotores de helicópteros o en componentes sometidos a cargas de flexión. (Laura et al., 1991)
- 4- Resistencia a la fatiga: La fibra de vidrio puede soportar un número significativo de ciclos de carga sin fallar debido a la fatiga. Sin embargo, su resistencia a la fatiga puede verse afectada por factores como la calidad de la fabricación, las condiciones ambientales y las cargas aplicadas. Por lo tanto, es importante considerar la resistencia a la fatiga al diseñar componentes de fibra de vidrio para aplicaciones sujetas a ciclos repetidos de carga. (Laura et al., 1991)

3.4.2 Comportamiento de la fibra de vidrio frente a diferentes cargas y condiciones ambientales

- 1- Comportamiento frente a cargas cíclicas y fatiga: La fibra de vidrio puede soportar un número limitado de ciclos de carga antes de experimentar fatiga y posibles fallas. La resistencia a la fatiga de la fibra de vidrio puede variar según factores como la calidad del material, el tipo de resina utilizada en la matriz y las condiciones ambientales. Es importante considerar la resistencia a la fatiga al diseñar componentes de fibra de vidrio que estarán sujetos a cargas cíclicas repetidas durante su vida útil. (Laura et al., 1991)
- 2- Comportamiento frente a cargas de flexión y torsión: La fibra de vidrio tiene una resistencia significativa a las cargas de flexión y torsión, lo que la hace adecuada para aplicaciones estructurales que requieren resistencia en estas condiciones. Sin embargo, es importante tener en cuenta que la rigidez torsional de la fibra de vidrio puede ser menor en comparación con otros materiales de refuerzo, como la fibra de carbono. (Laura et al., 1991)
- 3- Comportamiento frente a cargas estáticas: La fibra de vidrio exhibe una alta resistencia a la tracción en dirección axial, lo que significa que puede soportar grandes fuerzas aplicadas en la dirección de su longitud sin romperse. Sin embargo, su resistencia a la compresión axial es menor en comparación con la resistencia a la tracción. Es importante tener en cuenta estas propiedades al diseñar componentes de fibra de vidrio, especialmente aquellos sometidos a cargas estáticas significativas. (Laura et al., 1991)

3.4.3 Limitaciones de la fibra de vidrio

La elección de la fibra de vidrio como material de refuerzo tiene implicaciones importantes en el rendimiento y las características de las alas volantes. A continuación, se presentan las limitaciones asociadas con su uso: (Laura et al., 1991)

- 1- Sensibilidad a impactos: A diferencia de algunos otros materiales de refuerzo, la fibra de vidrio puede ser más susceptible a daños por impacto. Su fragilidad inherente puede hacer que sea más propensa a sufrir daños en caso de golpes o impactos, lo que requiere un mayor cuidado y atención en la operación y el mantenimiento de las alas volantes.
- 2- Menor rigidez específica: La fibra de vidrio también tiene una rigidez específica inferior en comparación con materiales como la fibra de carbono. Esto puede resultar en una menor rigidez torsional y una mayor flexibilidad en las alas volantes, lo que puede afectar su rendimiento en términos de respuesta aerodinámica y estabilidad.
- 3- Menor resistencia específica: En comparación con otras fibras de refuerzo, como la fibra de carbono, la fibra de vidrio tiene una menor relación resistencia-peso. Esto significa que se requiere una mayor cantidad de fibra de vidrio para lograr una resistencia estructural comparable, lo que puede aumentar el peso total de las alas volantes. (Laura et al., 1991)

3.5 Análisis electrónico

Para obtener un rendimiento óptimo en el consumo de electricidad se debe realizar un análisis electrónico usando las diferentes ecuaciones, esto ayudará a conocer que motores, baterías y reguladores comprar. También ayudará a conocer los tiempos máximos y mínimos de vuelo y el tiempo de carga de la batería:

Capacidad de la batería

Se mide cual es la potencia que brinda la batería con su carga máxima a una corriente determinada durante un periodo de tiempo, este valor se debe obtener en A.m (Amperios por minuto) con el fin de que al momento de usar la formula de tiempo máximo y mínimo de vuelo este quede en minutos:

Ecuación para medir la capacidad de la batería

$$Capacidad = Valor\ de\ la\ batería * \frac{0,001\ A}{1\ mA} * \frac{60\ min}{1\ hora} = A * min \quad \text{Ecuación [1]}$$

Capacidad de salida

Con ello se calcula cual será la capacidad máxima que brinda la batería al ser usada durante un cierto tiempo (h) con una corriente determinada (A), este valor se calcula con la ecuación:

Ecuación mAh de descarga

$$m\ Ah\ de\ descarga = (Tasa\ de\ descarga) \times (Capacidad) \quad \text{Ecuación [2]}$$

Tiempo mínimo de descarga

Para analizar cuánto será el tiempo mínimo de descarga de la batería, esto con el fin de conocer a qué valor se salida de corriente se descargará más rapido la bateria y a que valor mínimo de corriente será su mayor durabilidad, esta se calcula con las siguientes ecuaciones:

Ecuación descarga min

$$mA\ min = (Capacidad) / 60\ min \quad \text{Ecuación [3]}$$

Mínimo de descargar

Es el valor mínimo permitido con el cual puede operar la batería.

Ecuación del mínimo de descarga

$$min\ de\ descarga = (m\ Amin) / (Capacidad) \quad \text{Ecuación [4]}$$

Tiempo de descarga en minutos

Para conocer en cuanto tiempo la batería cumplirá su uso máximo se usa la siguiente formula:

$$m \text{ Amin} = (m \text{ A min}) \times (\text{Tasa de descarga}) \quad \text{Ecuación [5]}$$

Tiempo máximo y mínimo de vuelo.

Para conocer los tiempos de vuelo de la aeronave se debe convertir el valor de la capacidad de la batería a horas (minutos) y su mili amperaje a Amperios, este brindará en qué momento la aeronave se le deberá cambiar de batería o por lo contrario a una corriente determinada conocer cuál es el máximo de tiempo que la aeronave estará en vuelo.

Ecuación de tiempo min y max de vuelo

$$TV = \frac{\text{Capacidad de la batería en Amperio} \times \text{minuto}}{\text{Consumo maximo de motores en Amperios} \times \# \text{ de motores}} \quad \text{Ecuacion [6]}$$

3.6 Análisis geométrico

Uno de los pasos iniciales más importantes para el diseño de un prototipo es conocer sus medidas principales de construcción, esto incluye desde su perfil aerodinámico, su envergadura, área alar, cuerda promedio, entre otras. Con estas medidas se podrán obtener datos sobre su aerodinámica, performance y demás, las medidas que se deben obtener son: (Roskam, 2014)

Área alar

Es conocida como la superficie total del ala de manera individual, esta se calcula de la siguiente manera: (Roskam, 2014)

Ecuación de área alar

$$\text{Área alar } (S) = b \left(\frac{C_r + C_t}{2} \right) \quad \text{Ecuación [7]}$$

Centro del plano

Con la siguiente ecuación se conocerá cuál será la medida exacta del centro del plano, esta nos ayudará a encontrar de manera más fácil su centro de gravedad para su peso y balance:

(Roskam, 2014)

Ecuación del centro del plano

$$C_m = \frac{C_r + C_t}{2} \quad \text{Ecuación [8]}$$

Cuerda promedio

Es la distancia promedio calculada de manera matemática de todas las cuerdas del plano, además de ser uno de los valores necesarios para obtener el área alar del plano, esta se calcula con la siguiente ecuación: (Roskam, 2014)

Ecuación de cuerda promedio

$$\text{Cuerda promedio } (C_{avg}) = \left(\frac{C_r + C_t}{2} \right) \quad \text{Ecuación [9]}$$

MAC (cuerda aerodinámica media)

La cuerda aerodinámica media es la relación entre el centro de presiones y el centro de gravedad, esta medida ayudará a conocer cómo será el rendimiento, estabilidad y capacidad de control de la aeronave, esté también brindará un momento respecto la sustentación y el peso, utilizando la ecuación: (Roskam, 2014)

Ecuación para obtener

MAC (cuerda aerodinámica media)

$$C_{MGC} = \frac{2}{3} * C_r * \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad \text{Ecuación [10]}$$

Relación de aspecto general

Es conocida como la relación entre la envergadura y la cuerda alar, entre más grande sea su envergadura esta tendrá que contar con una cuerda alar pequeña para así compensar y obtener una máxima relación, para ello se usa la siguiente fórmula: (Roskam, 2014)

Ecuaciones de relación de aspecto general

$$\text{Relación de aspecto general (AR)} = \left(\frac{b^2}{S}\right) \quad \text{Ecuación [11]}$$

Relación de aspecto acorde constante

También se puede encontrar la relación de aspecto acorde constante el cual se calcula:
(Roskam, 2014)

Ecuaciones de relación de aspecto acorde constante

$$(AR) = \left(\frac{b}{C_{avg}}\right) \quad \text{Ecuación [12]}$$

Landa

Para calcular el valor de landa se debe realizar una operación el cual es una relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de punta, este valor ayudará a obtener la cuerda aerodinámica media, este se obtiene utilizando la siguiente ecuación: (Roskam, 2014)

Ecuación de landa

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0,49 \quad \text{Ecuación [13]}$$

Cuerda media geométrica en Y y en X

Es el cociente entre la superficie alar y la envergadura de un ala, esta se divide en dos coordenadas el cual son la coordenada X y la coordenada Y, esta se obtiene de la siguiente manera: (Roskam, 2014)

Ecuación para localización de cuerda media geométrica en Y

$$Y (y_{MGC}) = \frac{b}{6} * \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \quad \text{Ecuación [14]}$$

Ecuación para localización de cuerda media geométrica en X

$$(x_{MGC}) = y_{MGC} * \tan \Lambda_{LE} \quad \text{Ecuación [15]}$$

Ángulo de cuerda arbitraria

Es el ángulo que forma la cuerda aerodinámica media y la cuerda geométrica media, con este ángulo se puede calcular la cuerda media geométrica en la coordenada X, este ángulo se calcula con la siguiente fórmula: (Roskam, 2014)

Ecuación de cálculo de ángulo de una línea de cuerda arbitraria

$$(\tan \Lambda_{c/4}) = \frac{h}{b/2} \quad \text{Ecuación [16]}$$

3.7 Análisis aerodinámico

3.7.1 Principios básicos de diseño aerodinámico para aeromodelos

Estos principios son fundamentales para lograr un vuelo estable, eficiente y controlable en los aeromodelos. A continuación, se presentan algunos de los principios clave: (Roskam, 2014)

- 1- Perfil aerodinámico: El perfil aerodinámico del ala es uno de los aspectos más importantes del diseño aerodinámico. Un perfil aerodinámico adecuado debe generar sustentación para mantener el vuelo y minimizar la resistencia al avance. Se utilizan diferentes formas de perfiles aerodinámicos, como el perfil simétrico para aeromodelos acrobáticos y el perfil asimétrico para aeromodelos de vuelo estable.
- 2- Relación de aspecto: La relación de aspecto es la relación entre la envergadura del ala y su superficie alar. Una relación de aspecto alta proporciona una mayor eficiencia aerodinámica y reduce la resistencia inducida, lo que resulta en un vuelo más eficiente. Sin embargo, una relación de aspecto baja puede proporcionar una mejor maniobrabilidad y estabilidad a baja velocidad.
- 3- Distribución de sustentación: La distribución de sustentación a lo largo del ala es esencial para un vuelo equilibrado. Se busca una distribución de sustentación que proporcione un vuelo estable y un buen control de la aeronave. Normalmente, se busca una mayor sustentación en el ala principal y una menor sustentación en las superficies de control, como el estabilizador horizontal y el timón vertical.

- 4- Control aerodinámico: Los aeromodelos deben contar con superficies de control adecuadas, como alerones, elevadores para lograr un control preciso del vuelo. Estas superficies de control deben ubicarse estratégicamente y tener la geometría correcta para proporcionar las fuerzas y momentos necesarios para maniobrar la aeronave.
- 5- Estabilidad estática y dinámica: Los aeromodelos deben ser diseñados para tener estabilidad estática y dinámica. La estabilidad estática se refiere a la capacidad de la aeronave para regresar a su actitud de vuelo original después de una perturbación. La estabilidad dinámica se refiere a la capacidad de la aeronave para oscilar suavemente alrededor de su actitud de vuelo original sin entrar en oscilaciones incontrolables.

(Roskam, 2014)

3.7.2 Consideraciones aerodinámicas para alas volantes

El análisis aerodinámico es el primero en realizar y uno de los más importantes, ya que así se podrá saber si el diseño planteado tendrá validez o no, para ello se deben tener en cuenta ciertos aspectos como lo es la geometría del ala y la selección de su perfil aerodinámico ya que estos deben contrarrestar los aspectos negativos. (Roskam, 2014)

Fuerzas aerodinámicas: Al obtener una diferencia de presiones en los planos por la sustentación, esta generará distintas fuerzas entre las cuales se caracterizan: la cortante, esta fuerza tenderá a partir los planos con el efecto de “flutter”. (Roskam, 2014)

Las dos fuerzas identificadas en el ala que está expuesta para la aeronave son la sustentación y el arrastre. El arrastre es el encargado de generar una fuerza de frenado, para contrarrestarlo los motores debe aumentar su potencia para que así la sustentación venza el arrastre, pero al hacer esto su consumo de combustible o su consumo eléctrico aumentará por lo cual genera una desventaja, como se observa en la figura 11 (Roskam, 2014)

Ecuación de arrastre

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * Cd$$

Ecuación [17]



Figura 11 arrastre

Recuperado de (Definicion, 2008).

Y su sustentación es la encargada de que los planos puedan elevarse y mantenerse en el aire, esta debe vencer el peso de la aeronave, este dependerá de la estructura de los planos y de las ayudas como los son los “flaps”, como se observa en la figura 12. (Roskam, 2014)

Ecuación de sustentación

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * Cl$$

Ecuación [18]

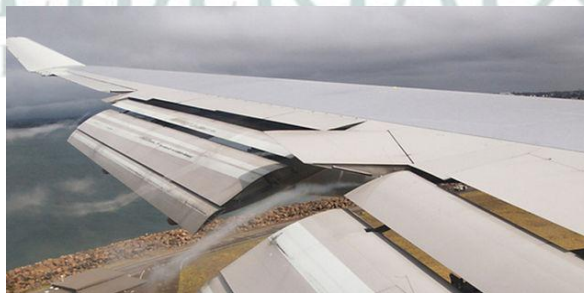


Figura 12 Sustentación

Recuperado de (Definición, 2008).

Otro de las características que se debe tener en cuenta es calcular el número de Reynols con el fin de estudiar el movimiento del flujo en el plano sólido de manera turbulenta o laminar, este se puede calcular con ayuda de la siguiente fórmula: (Roskam, 2014)

Ecuación número de Reynols

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} MAC}{\mu_{\infty}} \quad \text{Ecuación [19]}$$

Y a su vez obtener el drag el cual es el producto de la presión dinámica por la superficie alar y por la longitud obtenida que comúnmente es la cuerda media del plano, este momento es obtenido con el movimiento de cabeceo de la aeronave y se calcula de la siguiente manera: (Roskam, 2014)

Ecuación de momento total de drag

$$M_0 = \frac{1}{2} * D * MAC \text{ (Cuerda media aerodinámica)} \quad \text{Ecuación [20]}$$

Con ayuda del programa CDF se procede a verificar las presiones en distintos puntos del plano, así se podrá analizar en qué zonas se necesitará reforzar para evitar que el plano se fracture.

Los cálculos de rendimiento indican cuales son las velocidades máximas y de pérdida del prototipo y demás, para un dron ala fija solo se deben tener en cuenta ciertos valores ya que este no necesita de consumos de combustible, ni de distancias de despegue o aterrizaje.

(Roskam, 2014)

Velocidad máxima

Para conocer el valor máximo de velocidad del prototipo se debe usar la siguiente fórmula:

(Roskam, 2014)

Ecuación de velocidad máxima del prototipo

$$V_{\text{máxima}} = \sqrt[4]{1 - \frac{1}{TR^2}} * \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * CD * A_{eff}}} * TR \quad \text{Ecuación [21]}$$

Avance efectivo

Para calcular el avance efectivo usamos la siguiente ecuación: (Roskam, 2014)

Ecuación de avance efectivo

$$A_{eff} = \frac{1}{2} * D_{motor}^2 + 3 * \pi * D_{hélice}^2 \quad \text{Ecuación [22]}$$

Velocidad de pérdida

Con esta velocidad se conoce hasta qué punto el aeronave o prototipo entrara en pérdida, este se calcula con la siguiente ecuación: (Roskam, 2014)

Ecuación de cálculo sobre la velocidad de pérdida

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{W * 2}{CL(max) * S * \rho}} \quad \text{Ecuación [23]}$$

Velocidad de despegue

Al ser un dron se debe contar con la velocidad necesaria para que este se eleve, esta velocidad se calcula de la siguiente manera: (Roskam, 2014)

Ecuación para calcular la velocidad de despegue

$$V_{despegue} = V_{stall} * 1,2 \quad \text{Ecuación [24]}$$

3.8 Análisis estructural

3.8.1 Consideraciones de fatiga para alas volantes reforzadas con fibra de vidrio

- 1- Ciclos de carga y vida útil: Las alas volantes de fibra de vidrio están sujetas a cargas dinámicas durante su operación, que pueden incluir cargas de flexión, torsión y vibración. Es importante comprender el rango de cargas esperadas y el número de ciclos de carga a los que se someterá el ala volante. Esto permite determinar la vida útil del componente y realizar análisis de fatiga para evaluar la resistencia estructural y predecir posibles fallos. (Areatecnologia, 2021).
- 2- Propiedades de fatiga de la fibra de vidrio: La fibra de vidrio tiene una resistencia a la fatiga limitada en comparación con otros materiales, como la fibra de carbono. Sus propiedades de fatiga pueden verse afectadas por factores como la calidad del material, el tipo de resina utilizada en la matriz y las condiciones ambientales. Es esencial conocer las propiedades de fatiga de la fibra de vidrio utilizada en las alas volantes y realizar análisis y pruebas para evaluar la vida útil y el rendimiento a largo plazo del componente. (Areatecnologia, 2021).
- 3- Diseño y refuerzo adecuados: Un diseño adecuado y un refuerzo eficiente son fundamentales para mejorar la resistencia a la fatiga y la durabilidad de las alas volantes de fibra de vidrio. Esto implica considerar aspectos como la distribución de capas de fibra de vidrio, la orientación de las fibras y la elección de la resina de matriz. Además, la incorporación de refuerzos adicionales, como nervaduras estructurales o costillas, puede mejorar la resistencia a la fatiga y distribuir las cargas de manera más eficiente. (Areatecnologia, 2021).
- 4- Inspección y mantenimiento: Es importante establecer un programa de inspección y mantenimiento regular para monitorear la integridad estructural de las alas volantes de

fibra de vidrio. Esto puede incluir la inspección visual, pruebas no destructivas y análisis estructurales periódicos para identificar posibles daños, defectos o degradación de las propiedades mecánicas. El mantenimiento adecuado, como la limpieza, protección contra la exposición a agentes corrosivos y reparaciones oportunas, también contribuye a prolongar la vida útil de las alas volantes. (Areatecnologia, 2021).

- 5- Condiciones ambientales y almacenamiento: Las condiciones ambientales, como la temperatura, la humedad y la exposición a la radiación ultravioleta, pueden afectar la durabilidad de las alas volantes de fibra de vidrio. Se deben tener en cuenta las recomendaciones del fabricante y las prácticas de almacenamiento adecuadas para minimizar los efectos degradantes de las condiciones ambientales y prolongar la vida útil del componente. (Areatecnologia, 2021).

Este análisis brinda el conocimiento para saber si la estructura será capaz de soportar los diferentes esfuerzos el cual estará sometido, estos esfuerzos son compresión, tensión y flexión.

3.8.2 Consideraciones estructurales para alas volantes

Este análisis se puede realizar de dos maneras:

- 1 Numérica: el cual consta de usar las diferentes fórmulas de esfuerzos estructurales.
- 2 Computacional: De esta manera se hace uso de distintos softwares que brindaran análisis de maneras más precisas y menos complicadas.

Con este análisis se logran obtener e identificar cuáles son los esfuerzos máximos que puede soportar la estructura, previniendo que esta no soporte el esfuerzo y llegue al límite de fracturarse, con ello permite lograr diferentes refuerzos con el fin de evitar la rotura.

Con ayuda de un análisis estructural se puede conocer la tensión que se aplicará en el área, su deformación y desplazamiento, con ellos se identifica las zonas son más delicadas o las

zonas mayor concentración de las fuerzas o de la presión, además se conoce cuál es su factor de seguridad el cual indicará cual es la capacidad máxima respecto a la calculada.

(Areatecnologia, 2021).

3.8.3 Análisis por elementos finitos aplicada a la fibra de vidrio

Cuando se aplica a estructuras de fibra de vidrio, el análisis por elementos finitos ofrece varias ventajas y se utiliza para abordar diferentes aspectos del diseño y análisis de estas estructuras: (Areatecnologia, 2021).

- 1- Modelado geométrico: El análisis por elementos finitos permite realizar una representación precisa y detallada de la geometría de la estructura de fibra de vidrio. Se pueden crear modelos tridimensionales, incluyendo la forma, las capas de fibra de vidrio y las uniones, lo que facilita un análisis más preciso y realista. (Areatecnologia, 2021).
- 2- Comportamiento mecánico: Mediante el análisis por elementos finitos, es posible evaluar el comportamiento mecánico de las estructuras de fibra de vidrio bajo diferentes cargas y condiciones. Esto incluye el análisis de esfuerzos, deformaciones, tensiones y deflexiones, lo que permite determinar la respuesta estructural y garantizar la integridad y seguridad de la estructura. (Areatecnologia, 2021).
- 3- Propiedades materiales: El análisis por elementos finitos permite incorporar las propiedades específicas del material de fibra de vidrio en el modelo. Esto incluye características como la elasticidad, la resistencia, el módulo de elasticidad, la densidad y el coeficiente de expansión térmica. Al considerar estas propiedades, es posible simular el comportamiento realista de la estructura y predecir su respuesta ante diferentes cargas. Cuando se aplica a estructuras de fibra de vidrio, el análisis por elementos finitos ofrece varias ventajas y se utiliza para abordar diferentes aspectos del diseño y análisis de estas estructuras. (Areatecnologia, 2021).

- 4- Modelado geométrico: El análisis por elementos finitos permite realizar una representación precisa y detallada de la geometría de la estructura de fibra de vidrio. Se pueden crear modelos tridimensionales, incluyendo la forma, las capas de fibra de vidrio y las uniones, lo que facilita un análisis más preciso y realista. (Areatecnologia, 2021).
- 5- Comportamiento mecánico: Mediante el análisis por elementos finitos, es posible evaluar el comportamiento mecánico de las estructuras de fibra de vidrio bajo diferentes cargas y condiciones. Esto incluye el análisis de esfuerzos, deformaciones, tensiones y deflexiones, lo que permite determinar la respuesta estructural y garantizar la integridad y seguridad de la estructura. (Areatecnologia, 2021).
- 6- Propiedades materiales: El análisis por elementos finitos permite incorporar las propiedades específicas del material de fibra de vidrio en el modelo. Esto incluye características como la elasticidad, la resistencia, el módulo de elasticidad, la densidad y el coeficiente de expansión térmica. Al considerar estas propiedades, es posible simular el comportamiento realista de la estructura y predecir su respuesta ante diferentes cargas. (Areatecnologia, 2021).
- 7- Optimización del diseño: El análisis por elementos finitos también se utiliza para optimizar el diseño de estructuras de fibra de vidrio. Al realizar análisis iterativos y ajustar los parámetros de diseño, como el espesor de las capas de fibra de vidrio, la orientación de las fibras o la distribución de refuerzos, se puede mejorar la resistencia, la rigidez y el rendimiento estructural de la estructura. (Areatecnologia, 2021).
- 8- Evaluación de fatiga y durabilidad: Mediante el análisis por elementos finitos, es posible evaluar el comportamiento de fatiga y la durabilidad de las estructuras de fibra de vidrio. Se pueden realizar análisis de ciclo de vida, simulando las cargas y

solicitaciones a las que estará expuesta la estructura, para predecir posibles fallos o daños por fatiga y optimizar la vida útil de la estructura. (Areatecnologia, 2021).

- 9- Optimización del diseño: El análisis por elementos finitos también se utiliza para optimizar el diseño de estructuras de fibra de vidrio. Al realizar análisis iterativos y ajustar los parámetros de diseño, como el espesor de las capas de fibra de vidrio, la orientación de las fibras o la distribución de refuerzos, se puede mejorar la resistencia, la rigidez y el rendimiento estructural de la estructura. (Areatecnologia, 2021).
- 10- Evaluación de fatiga y durabilidad: Mediante el análisis por elementos finitos, es posible evaluar el comportamiento de fatiga y la durabilidad de las estructuras de fibra de vidrio. Se pueden realizar análisis de ciclo de vida, simulando las cargas y solicitaciones a las que estará expuesta la estructura, para predecir posibles fallos o daños por fatiga y optimizar la vida útil de la estructura. (Areatecnologia, 2021).

3.9 Análisis de estabilidad

Con el análisis de estabilidad se obtiene cuál será la maniobrabilidad del aeronave o del prototipo, esta se divide en dos, estabilidad lateral y estabilidad longitudinal, este análisis dará a conocer cómo es el comportamiento del aeronave cuando sea impactado o perturbado por alguna fuerza, esta fuerza puede relacionarse con ráfaga de viento el cual impacte de manera lateral o frontal, con las gráficas que se obtienen se observa que tan rápido se estabilizará el aeronave o si con el paso del tiempo se irá desestabilizando más. (Sell, 2012).

3.9.1 Estabilidad longitudinal

Con la estabilidad longitudinal se logra determinar la locación del ala respecto a los planos y al empenaje, pero al ser una configuración de ala volante no contará con empenaje por lo cual al momento de realizar su análisis por medio de un software este nos dará un error, esto quiere decir que la aeronave será inestable en esta área, pero se compensará con ayuda de los alerones y de la falta de fuselaje. (Sell, 2012).

3.9.2 Estabilidad lateral

Es la encargada de calcular la estabilidad respecto a un eje perpendicular a su movimiento, esta nos brindará información de cómo reaccionará el aeronave o prototipo al momento de ser perturbado de manera directa con una ráfaga de viento y con ello calcular cuánto tarda en estabilizarse, el movimiento que realizará es conocido como pitch o cabeceo. (Sell, 2012).

Centro de gravedad

El centro de gravedad es el lugar donde si se llega aplicar una fuerza vertical, esta tendrá el mismo efecto que la suma de las acciones de la gravedad sobre todos sus puntos al punto de conservarse en equilibrio para ello se aplica la siguiente fórmula en donde C_m es la cuerda media: (Sell, 2012).

Ecuación del centro de gravedad

$$CG = C_m * 20\%$$

Ecuación [25]

Centro de gravedad hasta la línea punteada

Ecuación para calcular centro de gravedad hasta la línea punteada

$$(h) = d + c - a$$

Ecuación [26]

Calculo Angulo LE

Para calcular el Angulo entre la punta de raiz y el borde de ataque se usa la siguiente formula: (Sell, 2012).

Ecuación para calcular Λ_{LE}

$$\Lambda_{LE} = \tan\left(\frac{\text{Lado opuesto } (b)}{\text{Lado adyacente } (a)}\right) \quad \text{Ecuación [27]}$$

3.10 Marco Referencial.

- En este capítulo se da a conocer la historia, evolución y construcción de un ala volante desde tiempos remotos hasta el día de hoy, y con ello a manera de brindar conocimiento con los diferentes elementos electrónicos que se deben usar.

3.11 Marco Histórico.

Para la construcción del prototipo se debe realizar una amplia investigación sobre diferentes proyectos realizados con el mismo propósito.

(Angulo Ramírez & Núñez Torres, 2014) Realizo una investigación el cual habla de la creación de un ala volante con tren de aterrizaje y una mini turbina, este proyecto de grado fue realizado en la universidad de Medellín, este prototipo contaba con varia electrónica y programación para así lograr que el dron logra retraer y liberar el tren de aterrizaje, además de usar motor de turbina para aumentar su empuje y conseguir la potencia necesaria para el despegue, con este proyecto se puede obtener una guía de los cálculos que se deben realizar al momento de elegir un perfil y analizar su aerodinámica. Este proyecto cuenta con diferentes fases en el cual se encuentran el diseño preliminar, diseño conceptual, análisis de los parámetros y el modelamiento en CAD.

Otras investigaciones como lo es la de (Aviles Correa-Cindy Lorena-Garzon Bernal-Jeison David, 2019) el cual fue realizado en Bogotá en la Fundación Universitaria los Libertadores, este prototipo de ala volante se diseñó con la finalidad de evitar los obstáculos que se pueden encontrar en vuelo, como lo pueden ser aves, árboles, edificios, etc. Este proyecto de grado cuenta con una electrónica avanzada para poder cumplir con su propósito de igual manera la estructura en la que ira soportada toda esta electrónica no brinda la suficiente seguridad para

los componentes electrónicos por esta razón surge la idea de implementar un espacio el cual se puedan alojar sus componentes y que no corran riesgo de dañarse, ese es uno de los objetivos principales de este proyecto, además de ello el proyecto realizado para grado brinda buena información sobre el proceso que se realizó para poder conseguir un perfil correcto y una envergadura necesaria para soportar los vuelos.

Para la selección del motor se usó el artículo de (Universidad Francisco de Paula Santander, 2019) el cual habla sobre los diferentes sistemas de propulsión que se pueden implementar en las alas volantes, este documento está enfocado en la selección de una planta propulsora para el ala que se va a diseñar, pero gracias a los diferentes componentes que son nombrados en el artículo se puede realizar una selección más profunda e informativa del motor que se puede usar para el prototipo presente, además de brindar información de los componentes necesarios según el motor seleccionado, como los es su hélice, ESC y batería.

Otro artículo que nos brinda de igual manera una información completa y necesaria para poder comenzar a tomar los parámetros a cumplir en la construcción del prototipo es el artículo de (Tristancho, 2014) el cual brinda las bases necesarias para tener muy en claro la diferencia de un dron y un ala volante, en este artículo también explican que requerimientos necesita cada uno de ellos y de igual manera nombra los componentes más apropiados para cada uno de ellos y el sistema de entrada y salida que se debe usar para tener una guía clara de cómo iniciar, este artículo cuenta con una adición que explica la instalación de un tren de aterrizaje fijo, esta parte es muy interesante para futuros proyectos o para invasiones en el proyecto presente.

Con el siguiente artículo (Puig Serra, 2015) se puede analizar las diferencias de una planta propulsora a un motor básico, esto con el fin de aumentar potencia y empuje si el prototipo es muy pesado, para el caso del proyecto a realizar, se cuenta con un peso el cual está por debajo

del necesario para usar un motor con planta propulsora, además de esto el artículo mencionado nos brinda diferente información como los en los diferentes tipos de hélices a usar y las conexiones para el motor y la batería, otro dato curioso obtenido es la diferencia que se debe tener entre un dron y un ala volante, esto incluye la diferencia de vuelos que se deben aplicar, los elementos electrónicos y el análisis.

(Laura et al., 1991) Público un informe el cual nos brinda la información necesaria para conocer qué cantidad de capas y catalizador usar al momento de realizar el recubrimiento algún componente con fibra de vidrio, este documento explica como la fibra de vidrio es capaz de resistir fuerzas como lo es la compresión, tensión, flexión, etc. Estas son las principales fuerzas que sufrirá el ala en vuelo, además de ayudar a evitar roturas o daños a la estructura al momento de sufrir un impacto fuerte con la superficie.

3.12 Marco Legal.

- Deben cumplir las condiciones especificadas en el RAC 91 como lo son zonas restringidas de vuelo, alturas permitidas para realizar un vuelo, horarios específicos para vuelos, lugares autorizados para realizar pruebas de vuelo, no usar en comercialización, entre otras regulaciones (Generales et al., 2018).
- El mundo de la aviación introduce continuamente tecnología como hoy en la integración de aviones aéreos o no tripulados, más integrado en la aviación civil, al ver estos inconvenientes (ICAO, 2015), de los cuales ICAO se incluye en el contexto de

Se debe proporcionar una práctica estándar para controlar los aviones no tripulados en el espacio aéreo y, por lo tanto, integrar drones en 2025, excepto que se dirigirá el plan aviones no tripulados totalmente integrados con actividades diarias con reglas difícil y solvente en el que se explicará su operación correcta.

- Dado que los drones están diseñados para la sociedad civil, la FAA debía integrar estos dispositivos en las operaciones con respecto al uso de estas aeronaves, como las licencias requeridas para operarlas, la definición de uso de drones, y también las restricciones que tienen estas aeronaves, así como la FAA agregando más información a la zona de drones. y mucha más información sobre uso de drones (FAA, 2022b).
- (EASA, 2022b) El funcionamiento de los vehículos aéreos no tripulados, lo que muestra de diferentes maneras "Métodos aceptables de cumplimiento" (AMC) y "Material de orientación" (GM), que son documentos normativos e informativos que brindan información de vuelo, establecimiento, control y uso de drones para sistemas de aeronaves no tripuladas", que enumera todas las disposiciones.
- A nivel nacional, el uso de drones comenzó a integrarse paulatinamente al uso civil, pero la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil inició requisitos generales de aeronavegabilidad y operación de drones y luego fue reemplazado en 2018 por el Anexo 13 del Reglamento Aeronáutico Colombiano (RAC) 91 (UAEAC y Salazar Gómez, 2018), donde se convirtió en operaciones. regula su desempeño en vuelo.

Capítulo 4

4. Metodología aplicada.

La metodología utilizada en este proyecto de grado de ingeniería aeronáutica se basará en la metodología cascada, la cual proporciona un enfoque ordenado y secuencial en el cumplimiento de cada etapa del proceso. El proyecto se divide en 9 fases, cada una de las cuales se detalla con precisión en términos de las actividades a realizar. La estructura y secuencia de las fases se han obtenido del libro "Metodología de la Investigación" de Roberto Hernández Sampieri, siguiendo un orden cronológico que se ilustra en la figura 13.

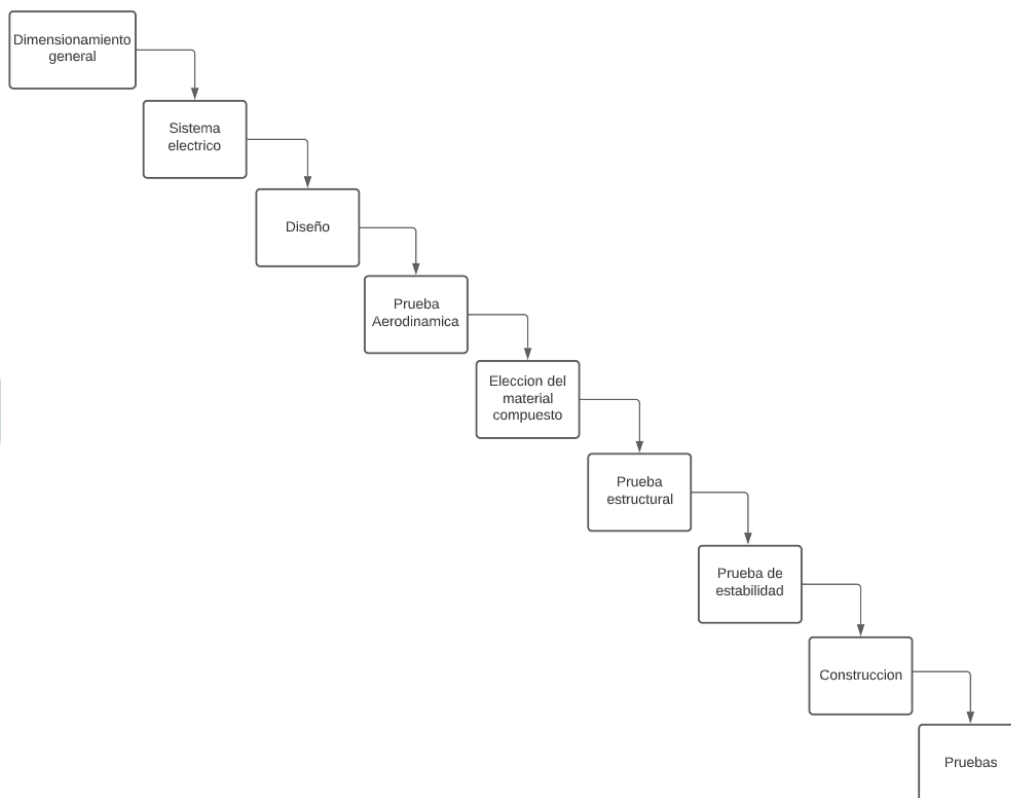


Figura 13 Metodología

Autoría propia

La metodología en cascada se caracteriza por avanzar de manera lineal y secuencial, pasando de una fase a otra una vez que se han cumplido los objetivos y entregables de la fase anterior. Cada fase se describe a continuación:

Primera fase: Dimensionamiento general

- Selección de perfil alar
 - Para la selección del perfil se deben estudiar diferentes opciones, con el fin de optar por un perfil que brinde mayor estabilidad a bajas velocidades, para ello se usará la aplicación de (tools, s.f.) para así comparar las gráficas de los perfiles seleccionados.
- Cálculos geométricos
 - Para poder conocer el dimensionamiento del ala a construir se deben realizar sus respectivos cálculos, además de obtener los valores necesarios para realizar el diseño en CAD.
- Cálculos de performance
 - Para obtener los cálculos de performance, geometría alar, hacemos uso del libro de (Roskam, 2014), el cual está dedicado para la fabricación de alas volantes.

Segunda fase: Sistema eléctrico

- Cálculos y análisis electrónico

Para poder seleccionar los elementos electrónicos apropiados para el aeromodelo se debe realizar los respectivos cálculos el cual podrán ser visualizados en el libro de Roskam (Roskam, 2014).

Tercera fase: Diseño

- Diseño CAD (Solidworks)

- Usando el programa de solidworks se diseña el CAD del aeromodelo que se va analizar, para ellos se debe usar las medidas a escala real.

Cuarta fase: Prueba Aerodinámica

- Análisis Aerodinámico (Solidworks)
 - Una vez se cuente con el diseño de CAD en solidworks, se iniciará el análisis aerodinámico, el programa solicitará diferentes datos, como lo son velocidad máxima, superficies en contacto con el fluido y peso.

Quinta fase: Elección del material compuesto

- Elección de fibra de vidrio
 - Para la elección de la fibra de vidrio se basará en el documento de (Laura et al., 1991) el cual brinda una excelente información sobre cómo se debe realizar el forrado de algún elemento con fibra de vidrio y de cómo manejar los porcentajes correctamente.

Sexta fase: Prueba estructural.

- Análisis estructural (Solidworks)
 - Cuando se finalice el análisis aerodinámico se transferirán los resultados obtenidos al análisis estructural, ya que, con ayuda de las presiones calculadas, se procede a insertar siendo estas las cargas externas aplicadas en el aeromodelo.

Séptima fase: Prueba de estabilidad.

- Centro de gravedad (XFRL5)
 - Para el análisis de estabilidad se debe verificar que el prototipo no cuente con ningún eje inestable como lo sería su eje lateral, vertical y longitudinal.

- Con el programa XFRL5 se observará cómo se comporta el fluido sobre el ala y se podrá verificar que arrastres afectan el aeromodelo.
- **Análisis de estabilidad (XFRL5)**
 - Con ayuda de XFRL5 se logra evidenciar cómo se ubicarán los elementos electrónicos, los pesos de los elementos electrónicos, para así obtener su respectivo centro de gravedad.

Octava fase: Construcción.

- **Construcción del prototipo**
 - Para la construcción del aeromodelo se debe contar con todos los elementos ya descritos en el documento y en un área libre y con ventilación, ya que estos productos pueden llegar a ser dañinos y afectar la salud. Para iniciar se debe construir una base con las medidas exactas en icopor, a continuación, se procederá a cubrir los poros del icopor y a forrar el ala con la fibra de vidrio, una vez esta allá secado se realizarán los respectivos cortes donde se ubicará la electrónica del aeromodelo.

Novena fase: Pruebas.

- **Vuelo de prueba**
 - Como fase final se realizará el vuelo, con el fin de verificar que los componentes usados cumplan con su función y que se corroboren los valores obtenidos con los cálculos realizados.

Capítulo 5

5. Análisis y Resultados.

La construcción del prototipo de ala, destinado a la Fundación Universitaria Los Libertadores, surge como resultado de nuestra participación en el concurso de ala volante. El objetivo principal de este proyecto de grado en Ingeniería Aeronáutica es diseñar un prototipo que proporcione confianza y estabilidad, así como una excelente resistencia a impactos.

5.1 Primera fase: Dimensionamiento general

5.1.1 Elección de perfil aerodinámico

- **Cálculos del perfil aerodinámico:**

Para la selección del perfil primero se debe tener en cuenta que coeficiente de sustentación es necesario para estos prototipos, con ayuda del libro de (Roskam, 2014) obtiene este valor observándose en la figura 14.

Table 3.1 Typical Values For Maximum Lift Coefficient

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

Figura 14 Coeficientes de aeronaves

Recuperado de (Roskam, 2014)

Para el caso del prototipo se usaron los valores para un “Homebuilts” ya que estos datos son para aeromodelos.

Se deberá elegir un perfil el cual no supere el coeficiente de sustentación máximo de 1.2 a 1.8, de igual manera para aterrizaje y despegue.

Para ello primero se debe calcular su número de Reynolds utilizando la ecuación [19].

En el cual:

ρ_{∞} : Densidad del aire nivel Bogotá.

V_{∞} : Velocidad.

MAC : Cuerda aerodinámica media

μ_{∞} : Viscosidad dinámica del aire.

Usando los parámetros a nivel Bogotá se obtendrá una densidad de 0,9437 kg/m³, 1,785 x10⁻⁵ Pa.s.

Para poder obtener MAC (Cuerda aerodinámica media) se aplica la ecuación [10].

Antes de realizar el respectivo cálculo se debe tener en cuenta ciertos valores como lo son:

$$C_r = 27,5 \text{ cm}$$

$$C_t = 13,5 \text{ cm}$$

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} = 0,49$$

A Través de la ayuda de estos valores se calculó el C_{MGC} (MAC) con la ecuación [10]:

$$C_{MGC} = 21,28 \text{ cm}$$

El C_{MGC} Es considerado como el lugar de referencia donde se ubica el centro de gravedad y con él se puede realizar una rápida estimación de los momentos flectores que actúan en el ala.

Según el libro de “General Aviation Design” el C_{MGC} para un ala trapezoidal es el mismo C_{MAC} .

$$C_{MAC} = 0,2128 \text{ m.}$$

Al ser un ala con una envergadura de 128,5 cm tendrá velocidades bajas, pero con una gran estabilidad, por lo cual la velocidad crucero promedio de esta ala será de 17 m/s o 61 Km/h y una velocidad de aterrizaje de 5 m/s o 18 Km/h.

Con los valores obtenidos se calcula el número de Reynolds para poder seleccionar el perfil aerodinámico.

$$Re \text{ (Velocidad crucero)} = 202506,9$$

$$Re \text{ (Velocidad Aterrizaje)} = 56251,9$$

Con el valor ya obtenido de Reynolds se debe tener en cuenta un perfil que contenga un número de Reynolds de 500,000 y mínimo 50,000

Además, que el perfil a seleccionar debe ser un perfil sin réflex lo cual ayudará a mejorar su sustentación y obteniendo velocidades bajas, además de obtener una facilidad al momento de despegar la aeronave.

Con ayuda de la página “Airfoil Tools” se obtienen las gráficas de estos perfiles para así escoger el más apropiado, en el cual se encuentran:

Perfiles		C_{lmax}	C_{li}
Perfiles sin reflex	AG35	0,76	0,30
	Clark YH	1,20	0,20
	Waco Cootie	1,65	0,50
	Curtiss CR-1	1,30	0,50
	Wortmann FX 71-120	1,46	0,51
	GOE207	1,50	0,53
	NACA2412	1,50	0,55

Tabla 1 Perfiles seleccionados

Auditoría propia

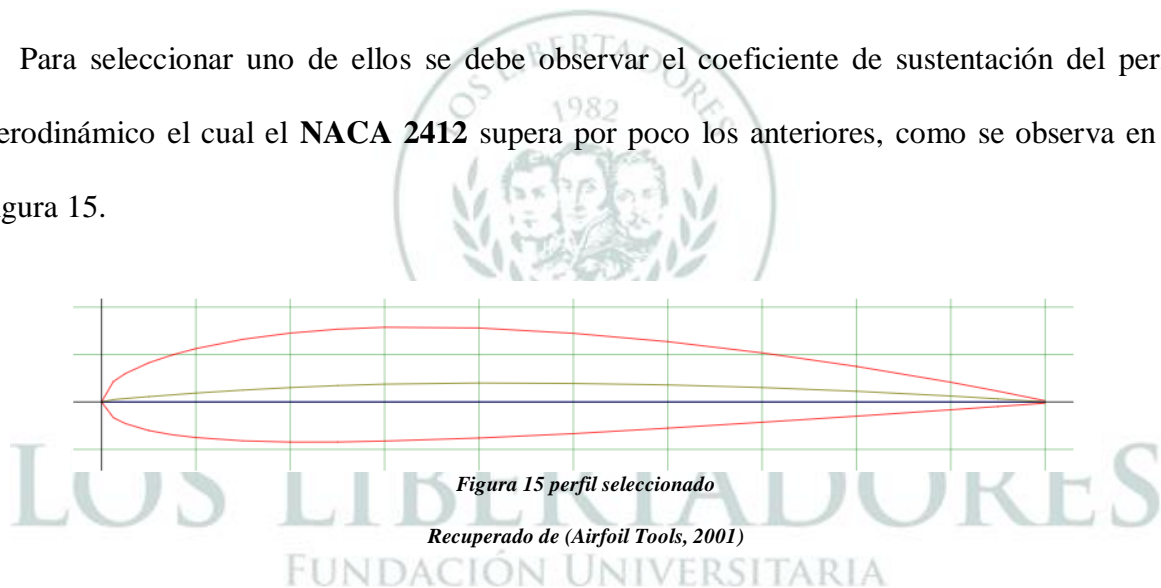
Como se puede observar en la tabla 1, todos cumplen con la restricción de la tabla de (Roskam, 2014) obteniendo un coeficiente de sustentación máximo entre 1,2 y 1,8 pero para la elección del perfil, se verifica que ese coeficiente este por encima o igual de 1,5 con el fin de no sufrir de pérdidas aerodinámicas con maniobras bruscas, entre los perfiles elegidos se encuentran:

Waco Cootie: 1,65

NACA 2412: 1,5

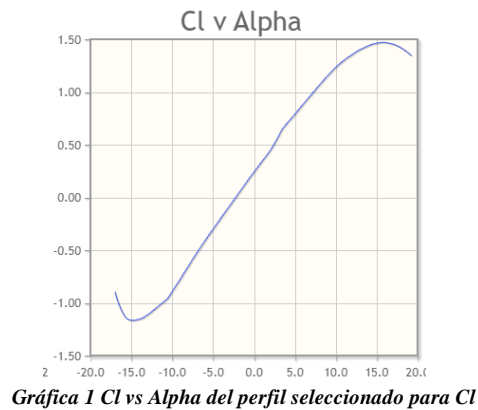
GOE207: 1,5

Para seleccionar uno de ellos se debe observar el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico el cual el **NACA 2412** supera por poco los anteriores, como se observa en la figura 15.



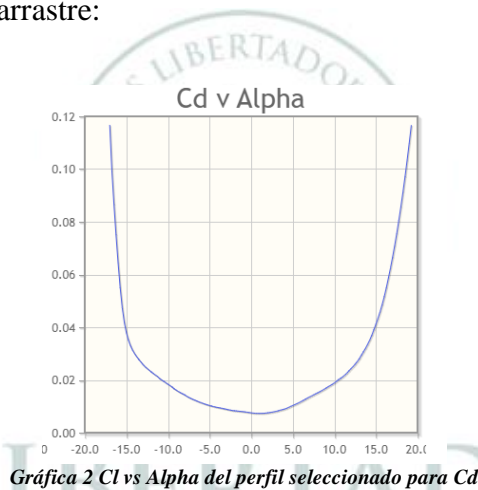
En la figura 47 se observa que este perfil es considerado como uno de los perfiles aerodinámicos más confiables a la hora de buscar una buena sustentación y estabilidad, pero sacrificando velocidad, este aportará un buen despegue y estabilidad cuando la aeronave se encuentre en crucero.

Las gráficas obtenidas brindan información de su C_{lmax} respecto al ángulo se pueden observar en la gráfica 1, en el cual se puede analizar cómo se comportará el coeficiente de lift del plano respecto va aumentando o disminuyendo su ángulo.:



Recuperado de (Airfoil Tools, 2001)

De igual manera se puede observar el C_{dmax} respecto su ángulo en la gráfica 2, en el cual se obtuvo el comportamiento del plano respecto su ángulo, en esta se observa en qué ángulo el plano obtendrá su mayor arrastre:



Recuperado de (Airfoil Tools, 2001)

[23]

Con estas dos gráficas va a lograr concluir que el ala podrá tener ángulos altos sin correr el riesgo de entrar en pérdida.

5.1.2 Cálculos geométricos

- **Cálculos de geometría del prototipo:**

Para la realización de los cálculos geométricos se debe investigar en el libro “General Aviation Design” el cual brinda información para un ala trapezoidal.

$$C_r = 27,5 \text{ cm}$$

$$C_t = 13,5 \text{ cm}$$

$$b(\text{envergadura}) = 128,5 \text{ cm}$$

Para calcular el área alar se usa la ecuación [7].

$$\text{Área alar } (S) = 2634,25 \text{ cm}^2$$

Para calcular la relación de aspecto se usa la ecuación [11].

$$\text{Relación de aspecto general } (AR) = 6,27$$

Ventajas de una relación de aspecto de 6,27

- Buena respuesta al balanceo.
- Velocidad de aleteo relativamente alta.
- Guiñada adversa limitada.
- Penetración razonable de ráfagas

Para calcular la cuerda promedio se usará la ecuación [9].

$$\text{Cuerda promedio } (C_{avg}) = 20,5 \text{ cm}$$

Para calcular la relación de aspecto acorde constante se usará la ecuación [12].

$$\text{Relación de aspecto acorde constante } (AR) = 6,27$$

- Con esto se puede verificar que por los dos medios la relación de aspecto es la misma.

Para calcular la landa se usa la ecuación [13].

- Buen balance entre bajo drag inducido y buenas características de pérdida.

Obteniendo así:

$$C_{MGC} = 21,28 \text{ cm}$$

Para calcular la localización de cuerda media geométrica en Y se usará la ecuación [14].

Localización de cuerda media geométrica en Y (y_{MGC})=28,46 cm

Para calcular la localización de cuerda media geométrica en X se usará la ecuación [15].

Para poder calcular (x_{MGC}) primero se debe calcular $Tan\Lambda_{LE}$ Para ello se debe guiar de la figura 16 obtenida del libro “General Aviation Design” en la página 310.

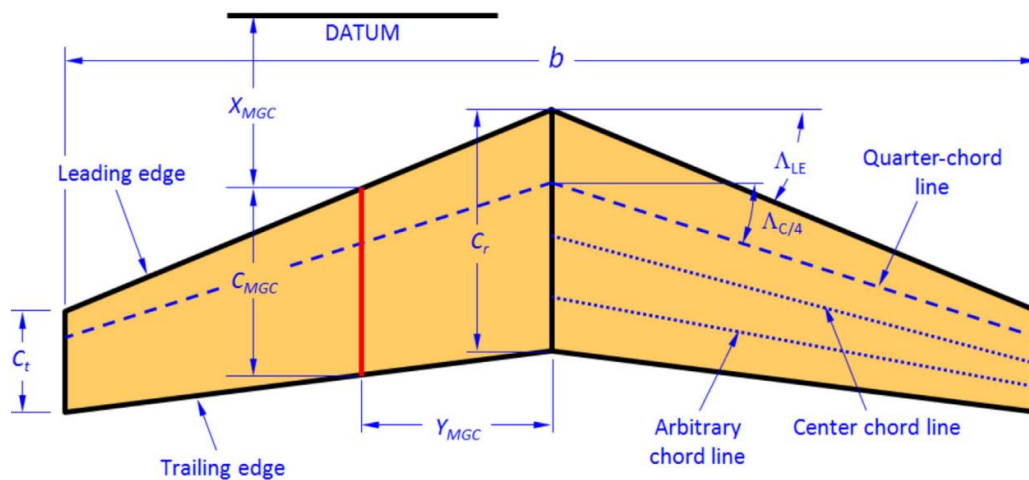


Figura 16 medidas
Recuperado de (Roskam, 2014)

Para poder calcular Λ_{LE} se debe usar la ecuación [27].

Al utilizar las medidas de la figura 17, se puede utilizar la ecuación 27 para así calcular el ángulo que se genera en la punta de raíz y el borde de ataque:

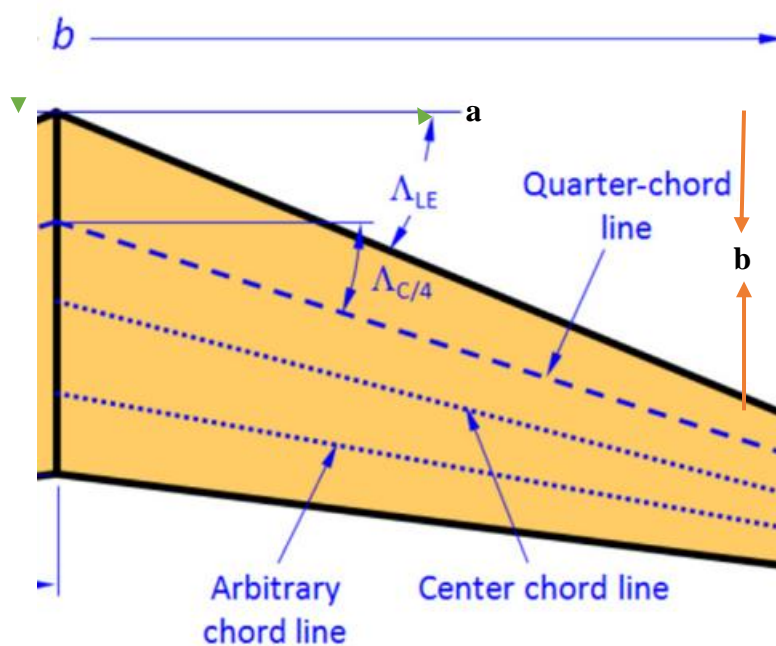


Figura 17 medidas plano

Recuperado de (Roskam, 2014)

$$\Lambda_{LE} = 16,9^\circ \text{ grados.}$$

Localización de cuerda media geométrica en X (x_{MGC}) = 8,64 cm

Se realizan los cálculos restantes de la geometría que se visualizan en la figura 18, en donde se obtiene la medida de un plano, la distancia de la cuerda de punta y el centro de gravedad y la medida de la punta de raíz hasta el centro de gravedad.

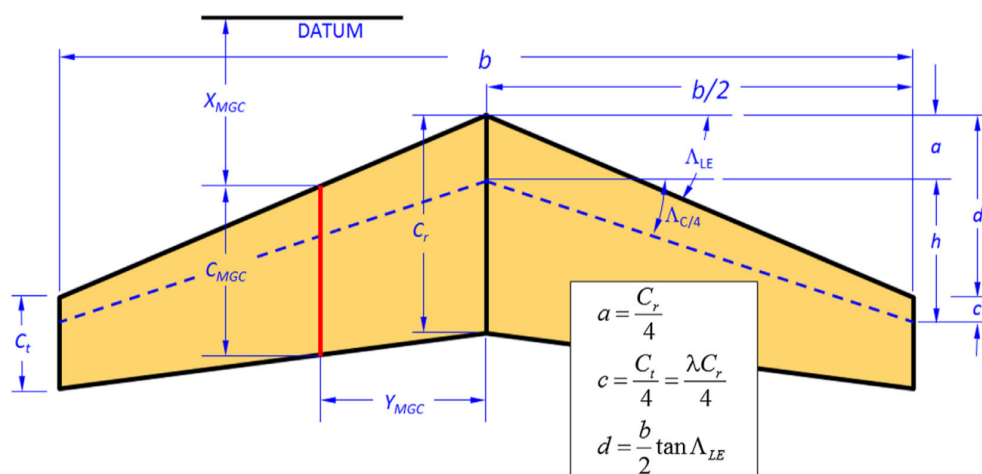


Figura 18 medidas adicionales

Recuperado de (Roskam, 2014)

$$a = 6,875 \text{ cm}$$

$$c = 3,375 \text{ cm}$$

$$d = 19,52 \text{ cm}$$

Usando la ecuación [26] se calcula la distancia del CG hasta la línea punteada del perfil de punta.

$$h = 16,02 \text{ cm}$$

Usando la ecuación [16] se calcula el ángulo de una línea de cuerda arbitraria.

$$\tan \Lambda_{c/4} = 0,25$$

5.1.1.4 Cálculos de performance

Para poder obtener el Cl a un ángulo de ataque 0 y el CD para un ángulo de ataque usaremos la ayuda de las gráficas 2 y 1.

$$Cl_{0^\circ AOA} = 0,25$$

$$Cd_{0^\circ AOA} = 0,009$$

Con un Cl_{max} de 1,5 a un ángulo de 16° grados.

$$Cl_{max} = 1,5$$

Por lo cual se define el CD de 0,009.

Para obtener TR (Relación de empuje peso) se multiplica el peso de la aeronave por la escala correspondiente, para este caso al ser un prototipo para entrenamiento se multiplica por una escala de 0,668 teniendo como máximo una escala de 0,8 y mínimo de 0,5, así se obtendrá un TR de 1,002 con la finalidad de brindar a un menor lift una mayor fuerza de sustentación.

Calculando su Avance efectivo (A_{eff}) con la Usando la ecuación [22].

se obtiene:

$$A_{eff}=0,38$$

Se procede a calcular la velocidad máxima con la ecuación [21].

$$V_{maxima}=23 \text{ m/s ó } 86 \text{ Km/h}$$

Calculando su sustentación (L) y su drag (D) con las ecuaciones [18] y [17]:

Se calcula el Lift (L) y Drag (D) para un ángulo de 0:

$$L= 16,43 \text{ N}$$

$$D=0,591 \text{ N}$$

Se calcula el Lift (L) y Drag (D) max:

$$L(\text{max})= 98,6 \text{ N}$$

$$D(\text{max}) =7,56 \text{ N}$$

Se calcula el Lift (L) y Drag (D) min (para ángulo negativos de -15):

$$L(\text{min}) = -78,89\text{N}$$

$$D(\min) = 0,591 \text{ N}$$

Con ayuda de estos valores se procede a calcular su velocidad de pérdida con la ecuación [23].

Obteniendo un valor de:

$$V_{stall} = 8,88 \text{ m/s}$$

Esta velocidad puede ser utilizada para realizar el aterrizaje, por lo cual no es un valor alarmante ni alto, es un valor el cual permite obtener buena maniobrabilidad y evitar daños en su estructura con el fin de tener aterrizajes a esta velocidad con el apoyo de la fibra de vidrio material con el cual se fabrica el modelo logra aumentar la resistencia al impacto.

Al obtener la velocidad de pérdida se podrá calcular la velocidad de despegue con la ecuación [24].

Obteniendo:

$$V_{despegue} = 10,65 \text{ m/s}$$

Con la ayuda del valor obtenido del Drag (D) se calcula su momento total para su Drag máximo con la ecuación [20].

Obteniendo un momento máximo de:

$$M_0 = 0,80 \text{ N.m}$$

5.2 Segunda fase: sistema eléctrico

5.2.1 análisis electrónico

- **Sistema**

Para ello primero se debe describir el sistema que se va a utilizar, este sistema se puede observar en la figura 19, en este sistema se describe cómo será el inicio que parte desde la manipulación del piloto, hasta la salida el cual será la finalización del vuelo:

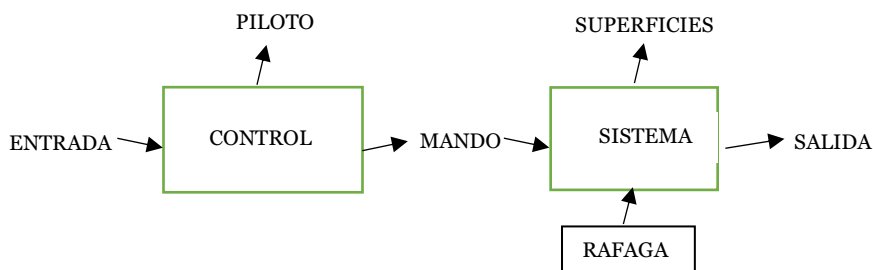


Figura 19 Metodología

Autoría propia

- **Elementos electrónicos**

Los elementos a usar en el prototipo son los siguientes:

Receptor de vuelo: En este modelo se utilizará un controlador compatible con el control. Para el prototipo se tiene un controlador FlySky como se muestra en la figura 20 y 21, el cual permite ejecutar órdenes por medio de sus tres primeros canales de transmisión.



Figura 20 Receptor de vuelo

Recuperado de (Aeromodelismo, 2008)

FICHA TÉCNICA RECEPTOR	
Receptor: Modelo Sky Fly	Rango frecuencia: 2,4055 - 2,475 GHZ
Potencia transmision: 20dBm	Programable: SI
Peso: 15 gr	Canales: 6
Tamaño del Receptor: 47 mm x 26 mm x 15mm	

Figura 21 Ficha técnica de receptor

Autoría: Propia

Controlador de velocidad: Se eligió un ESC, el cual puede manejar una corriente de 30 A, soporta una carga de voltaje de 2-3 celdas (batería), según el motor, sus pines de conexión se adaptan a los conectados a la batería como se muestra en la figura 22 y 23, Aquí hay algunas conexiones macho que van al motor para evitar sobrecargas que pueden quemar el motor.



Figura 22 Controlador de velocidad

Recuperado de (Aeromodelismo, 2008)

FICHA TÉCNICA ESC	
ESC: Modelo 30 A	Corriente max: 40 A
Corriente: 30 A	Programable: SI
Peso: 27 gr	Bateria LiPo: 2-3 celdas
Tamaño del ESC: 57 mm x 25 mm x 8mm	

Figura 23 Ficha técnica de ESC

Autoría: Propia

Batería: Fue seleccionada una batería de polímero de litio mostrada en la figura 24 y 25, en la porque las baterías convencionales no entregan la corriente suficiente para hacer mover el motor. Las principales características de esta batería son que tiene tres celdas, una capacidad de 2200 mAh y un voltaje de 11,1 v, con una tasa de descarga de 25C, esto significa que es la rapidez con la que una batería se puede descargar de forma segura. Se realiza un proceso de carga de forma balanceada para la batería, optimizando así el suministro de corriente y voltaje adecuado para ella. Es un equipo de carga multipropósito ya que dispone de varios conectores dando la posibilidad de cargar diferentes tipos de batería. Ecuaciones para calcular el tiempo de descarga de la batería teniendo en cuenta las características de esta.

Para el prototipo se usó una Batería LiPo la cual tiene las siguientes características y especificaciones.

- 2200 mAh
- 3cell
- 11.1 v
- 25C



Figura 24 Batería LiPo

Recuperado de (Aeromodelismo, 2008)

FICHA TÉCNICA BATERIA LiPo	
Bateria: Modelo OVONIC	Capacidad: 2200 mAh
Voltaje: 11,1 V	Descarga max: 55 C
Peso: 188 gr	Descarga: 50 C
Tamaño de la batería: 4,213 in x 1,378 in x 0,866 in	
Celdas: 3S	Conector: XT60

Figura 25 Ficha técnica de Batería

Autoría: Propia

Servomotores Plásticos: Para este prototipo se hará uso de servomotores plásticos, mostrado en la figura 26 y 27, la misión de ellos es controlar las superficies del ala como lo serán sus alerones, De acuerdo con la información recopilada, el mecanismo de dirección seleccionado es el SG-90, que es fácil de conectar, cuenta con un tamaño pequeño, liviano y de precio razonable.



Figura 26 Servomotor

Recuperado de (Aeromodelismo, 2008)

FICHA TÉCNICA SERVOMOTOR	
Bateria: Modelo SG90	Torque: 1,8 kgf.cm
Voltaje: 4,8 V	Piñonería: Plástico
Peso: 9 gr	Velocidad: 0,1s/60°
Tamaño: 22,2 mm x 11,8 mm x 31 mm	

Figura 27 Ficha técnica de Servomotor

Autoría: Propia

Motor brushless: Para este prototipo, los motores brushless son más confiables y potentes, por lo que se escoge el motor brushless 2212 de 1000 KV (incremento de RPM por cada voltio) mostrado en la figura 28 y 29, el cual cuenta con las siguientes características: buen diseño de compensación, fuerte compensación de potencia, baja temperatura de operación del motor, buena eficiencia, se usa con baterías LiPo de 2-3 Celdas, larga duración y alta potencia.



Figura 28 motor Brushless

Recuperado de (Aeromodelismo, 2008)

FICHA TECNICA MOTOR BRUSHLESS	
Motor: Modelo 2212	RPM: 1000 KV
Corriente: 12A/60S	Diametro del eje: 3,175 mm
Peso: 51 gr	Max eficiencia: 80%
Tamaño del motor: 27,5 x 27 mm/ 1,1 x 1,1 in	
Resistencia: 0,090 ohms	Max Watts: 167W/60S
ESC: 30A	Bateria LiPo: 2-3 celdas

Figura 29 Ficha técnica de motor brushless 2212

Autoría: Propia

- **Estimación de consumo de carga eléctrica**

Tiempo mínimo y máximo de vuelo usando la ecuación [6].

Para calcular el tiempo de vuelo mínimo y máximo se debe saber el consumo respecto sus valores de porcentajes:

Para el motor seleccionado el cual es A2212 de 1000 KV se obtendrá un consumo maximo del motor de:

100% un consumo de 13,3 A

75% un consumo de 10 A

50% un consumo de 6,6 A

Su eficiencia máxima es de 80%

Para tener la capacidad de la batería se debe realizar una conversión se obtiene con la ecuación [1].

Así se obtendrá:

$$2200 \text{ mAh} * \frac{0.001 \text{ A}}{1 \text{ mA}} * \frac{60 \text{ m}}{1 \text{ h}} = 132 \text{ A.minuto}$$

Calculando Tv_{\min} y Tv_{\max} :

$$Tv_{\min} = \frac{132 \text{ A.m}}{2 * 10 \text{ A}}$$

$$Tv_{\max} = \frac{132 \text{ A.m}}{2 * 6,6 \text{ A}}$$

$$Tv_{\min} = 6,6 \text{ min}$$

$$Tv_{\max} = 10 \text{ min}$$

- **Cálculos para la batería:**

Utilizando las ecuaciones [2], [3], [4] y [5] se obtiene:

$$25Cx2200mAh = 55000 \text{ mAh de descarga}$$

$$2200mAh/60 = 36,66 \text{ mAmin}$$

$$36,66 \text{ mAmin} \times 25C = 916,5 \text{ mAmin}$$

$$916,5 \text{ mAmin} / 2200 \text{ mAhBat} = 4,166 \text{ min de descarga (tiempo de descarga)}$$

5.3 Tercera fase: Diseño

5.3.1 Diseño en CAD:

Para la realización del diseño se hace uso el programa de solidworks el cual ofrece una mayor facilidad al momento de diseño de aeronaves como se observa en la figura 30.

Las medias usadas son a escala real por lo cual las cuerdas del perfil de raíz y punta son exactamente las mismas del modelo real, esto con el fin de obtener resultados más acertados y cercanos a la realidad ya que este programa tiene un pequeño desfase.

Este CAD se diseñó sin contar la electrónica, ya que esta ira resguardada en un compartimiento dentro del aeromodelo para así evitar daños de estos al momento de impactos.

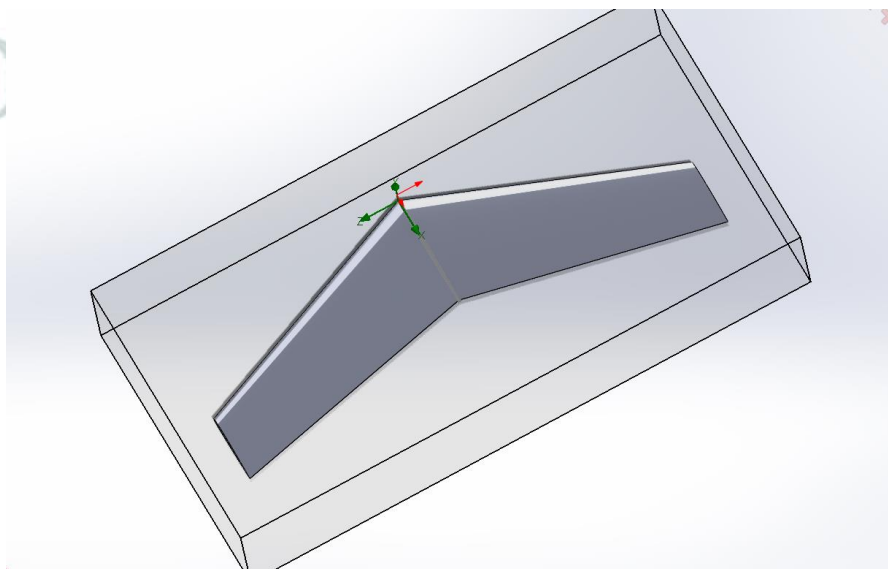


Figura 30 Diseño CAD

Autoria propia

[27]

5.4 Cuarta fase: Prueba aerodinámica

5.4.1 Análisis aerodinámico.

- **Análisis en CFD:**

Para el análisis aerodinámico se debe tener en cuenta la velocidad máxima calculada.

Al ser un ala trapezoidal sus dos partes tendrán las mismas medidas y el mismo perfil por lo cual para facilidades del programa se procede a dividir el ala en la mitad

Lo primero analizar es la presión que sufrirá el ala, la velocidad del viento que se uso es de 35 m/s esto con el fin de llevar el modelo al máximo de lo que en la vida real puede alcanzar, con el objetivo de verificar su comportamiento al superar su velocidad máxima observado en la figura 31.

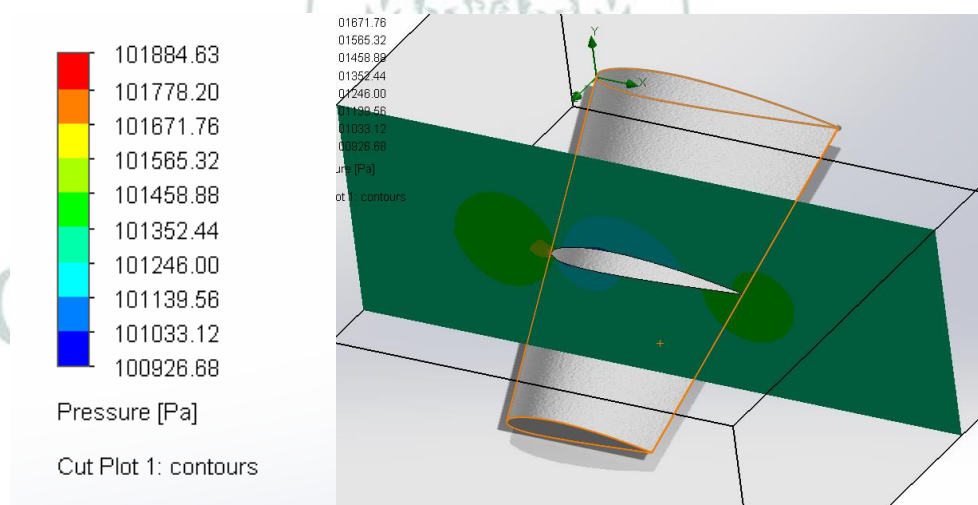
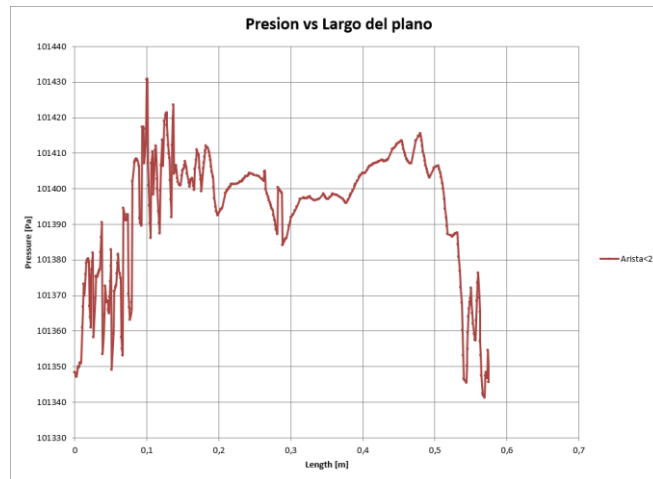


Figura 31 Presión obtenida

Autoría propia

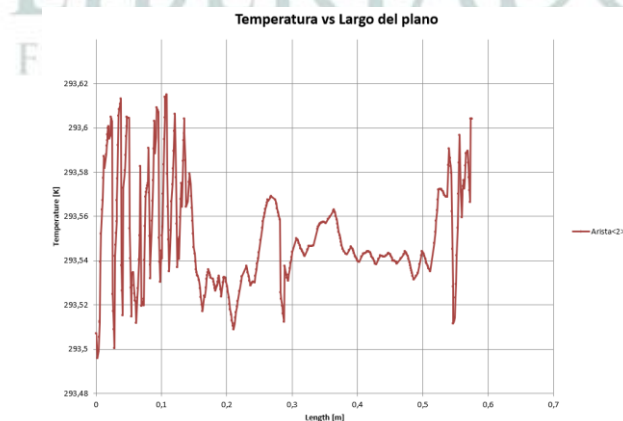


Grafica 3 Graficas de presiones

Autoría propia

Como se puede observar en la gráfica 3 se obtiene las variaciones de presiones respecto el plano, a medida que el flujo pasa por alguna zona del ala esta obtendrá un valor de presión distinta, obteniendo una presión máxima en 0,1 metros del ala.

En la figura 58 se analizó de una manera más detallada las zonas en las que la presión es mayor en el cual se obtienen en el borde de ataque y el borde de salida, ya que gracias a ella y a la diferencia de presiones se puede obtener la sustentación.



Grafica 4 Graficas de temperaturas

Autoría propia

En la gráfica 4 se puede analizar el cambio de temperaturas que sufre el plano en una específica distancia obteniendo así un valor máximo en el 0,12 metro del plano.

Como se puede observar en la figura 32, el manto que atraviesa el ala, brinda información de los valores de las presiones que se obtienen en los diferentes puntos del ala, llegando a obtener un máximo de 101671,76 Pa en el borde de ataque, este se puede apreciar en la imagen con un color amarillo, en los demás puntos la presión es baja y no supera los límites, por lo cual el aeromodelo no sufrirá daños por presiones altas.

A continuación, se realiza el análisis de velocidad, en el cual se observa en que partes del ala se obtienen los máximos valores de velocidad y si este generará alguna dificultad.

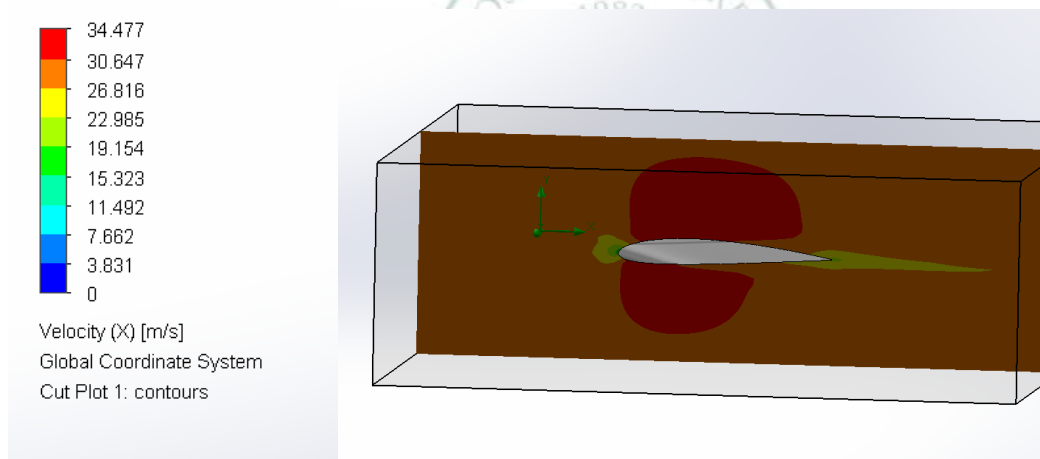


Figura 32 Velocidad en X

Autoría propia

Como se observa en la figura 33, las velocidades máximas se obtienen en el intradós y extradós, estos valores surgen por el desprendimiento del aire al momento de cruzar la capa limite, estos valores no generaran daño alguno ya que las velocidades del borde de ataque y del borde de fuga no superar las velocidades alcanzadas en el intradós y extradós.

A continuación, se visualizarán las presiones máximas y mínimas en el ala:

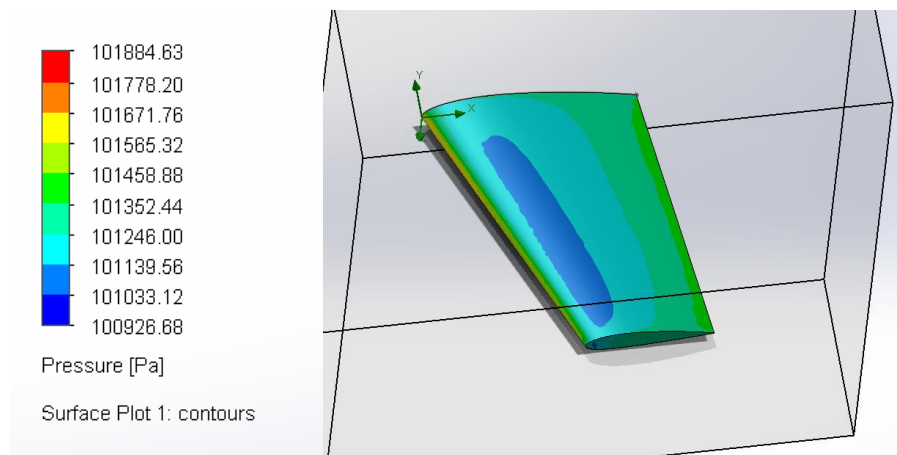


Figura 33 Presiones máximas y mínimas

Autoría propia

Como se observa en la figura 34 la presión máxima que se encuentra en el plano es de color amarillo ubicada en el borde de ataque con un valor de 101565,32 Pa y 101671,76 Pa y la presión mínima se observa en la parte superior del plano de color azul oscura con un valor de 101033,12 Pa.

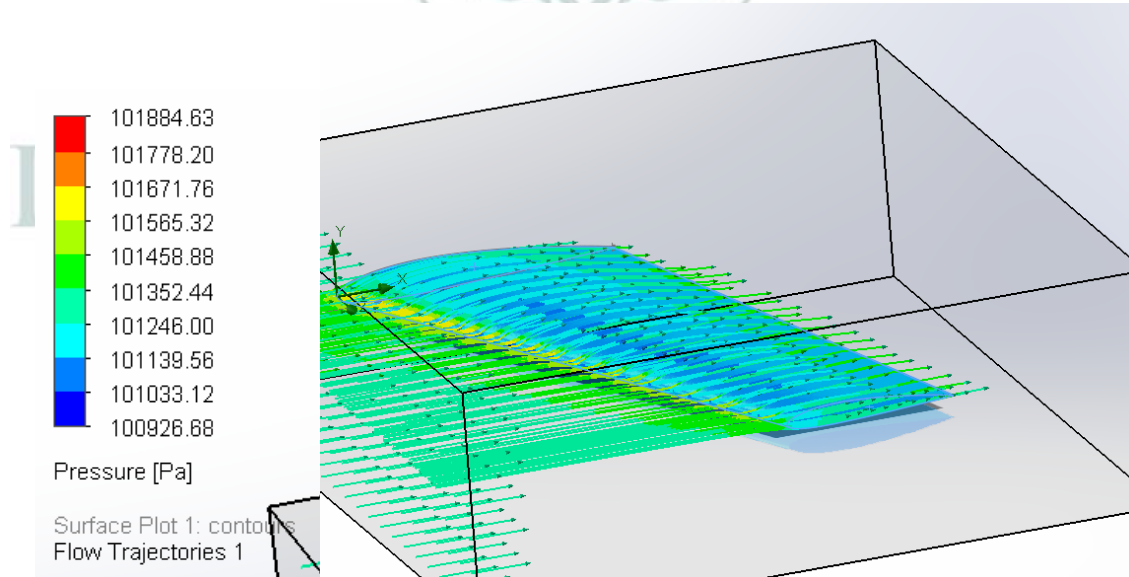


Figura 34 Distribución de presiones

Autoría propia

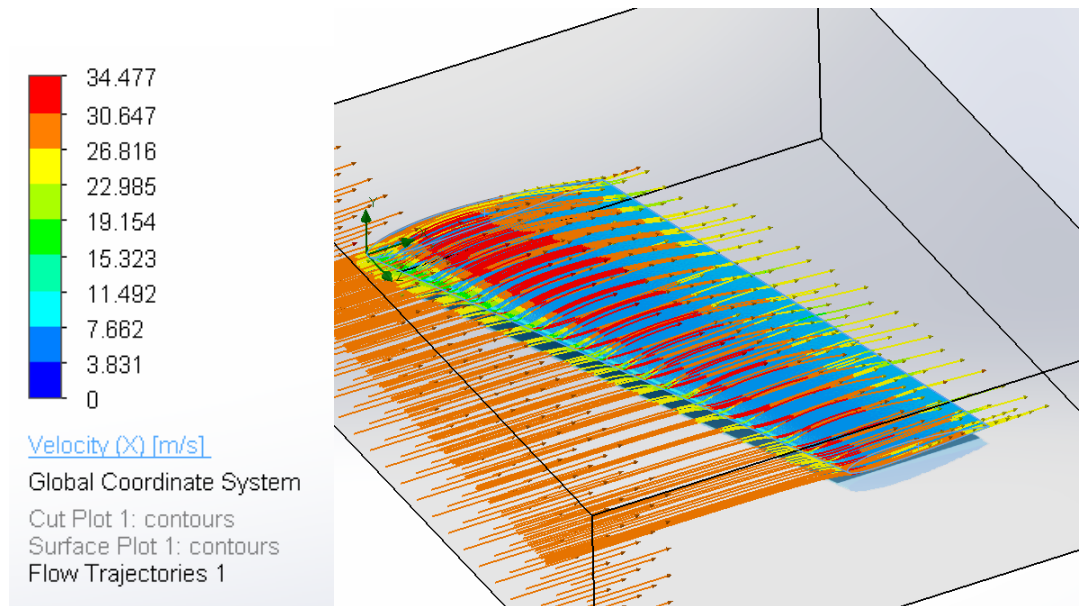


Figura 35 Distribución de velocidades

Autoría propia

Observando las figuras 34 y 35 se puede detallar de una mejor manera la distribución de presiones y velocidades en el plano por medio de pequeñas partículas que irán simulando el aire, esto con el fin de tener una mejor perspectiva de cómo se comportara el aire a 35 m/s con el plano.

Para que el prototipo pueda elevarse, la fuerza de sustentación debe superar las presiones que se ejercerán en el ala, para ello en el análisis aerodinámico se obtendrán las siguiente graficas:

Name	Current Value	Progress	Criterion	Averaged Value
SG Average Static Pressure 1	101259 Pa	Achieved (IT = 204)	0.223939 Pa	101259 Pa
SG Force (Y) 2	5.04218 N	Achieved (IT = 220)	0.0786425 N	4.85643 N

Figura 36 Resultados de sustentación y presión estática promedio

Autoría propia

En la figura 36 se puede observar como la línea verde (Sustentación) supera la línea roja (Presión estática promedio) por lo cual la fuerza de sustentación no tendrá complicaciones para poder vencer las presiones que obligaran a que el ala vuelva a tierra.

5.5 Quinta fase: Elección del material compuesto.

5.5.1 Elección de fibra de vidrio

- **Fibra de vidrio volan 232:**

Para poder realizar el recubrimiento del aeromodelo en fibra de vidrio se usó una fibra la cual no hace uso de una sola dirección al momento del forrado, esta fibra al estar diseñada en forma de trenza se comporta de manera tridimensional, con ello evitaremos el cortar distintas tiras para así colocar unas en vertical, otras en horizontal y otras en diagonal, una sola capa de fibra volan es capaz de soportar altos impactos y esfuerzos como lo son la tensión, compresión, flexión y torsión. (Laura et al., 1991)

La resina aplicada en el aeromodelo es usada para el forrado de elementos de bajo peso, por lo cual la resina epoxica brinda altas resistencias a impactos y altas temperaturas con un bajo peso.

Teniendo en cuenta que el aeromodelo no puede superar un peso de 1,5 Kg se debe tener en cuenta los pesos ya obtenidos con la estructura en icopor, electrónica y otros elementos de soporte, este peso está rondando entre los 650 y 700 gramos y teniendo en cuenta que 1 m² de fibra de vidrio tiene un peso de 232 gr y la resina por cada capa tiene un peso de 62,5 gramos incluyendo catalizador para un lateral.

Según diferentes proyectos e investigaciones realizados para la fibra de vidrio, para una estructura hueca se usa un límite de capas de fibra de 3 y por cada capa se aplica un mínimo 3 capas de resina.

Para el caso del aeromodelo al contar con una base de icopor resistente a altos impactos y de bajo peso, se optó por usar solo una capa de fibra de vidrio en el ala, abarcando en si el metro cuadrado completo y aplicando 3 capas de resina, cada capa para el ala completa pesa 125 gramos y al pasar las 3 capas obtendremos un peso de 375 gramos incluyendo el

catalizador, este peso más la fibra nos dará un total de 660 gramos, por lo cual es un peso total de la estructura del ala.

Para la elección de la fibra de vidrio se debe tener en cuenta que tipo de fibra se va a utilizar, ya que en el mercado se pueden encontrar diferentes tipos de fibra como lo son:

Fibra tipo E

Fibra tipo R

Fibra tipo D

Fibra tipo AR

Fibra tipo C

Cada una de ellas se usa para cumplir una función diferente, para el prototipo que se va a construir se usara la fibra **tipo R**, ya brinda buena rigidez y es muy comúnmente usada en la industria aeronáutica, además de pesar muy poco y resistir impactos de diferentes magnitudes mostrada en la figura 37.

La fibra de vidrio tipo R contiene la siguiente información:

Modulo elástico: 86000 N/mm^2

Coefficiente de poisson: 0,19 N/D

Densidad de masa: 2460 Kg/m^3

Límite de tracción: 4400 N/mm^2

Límite de compresión: 1600 N/mm^2

Limite elástico: 5 N/mm^2

Coefficiente de expansión térmica: 2,9 K

Conductividad térmica: 1 W/ (m.K)



Figura 37 Fibra de vidrio Volan

Autoría propia

5.6 Sexta fase: Prueba estructural

5.6.1 Análisis estructural.

- **Análisis en CFD:**

Una vez obtenido el análisis aerodinámico y verificando que todos los valores que se obtuvieron sean coherentes, se procederá a realizar el análisis estructural.

El análisis obtenido se realizó en el programa de Solidwork aplicando el material de fibra de vidrio volan 232, siendo esta una fibra con un peso mínimo y fabricada especialmente para realizar reparaciones en estructuras de aviación.

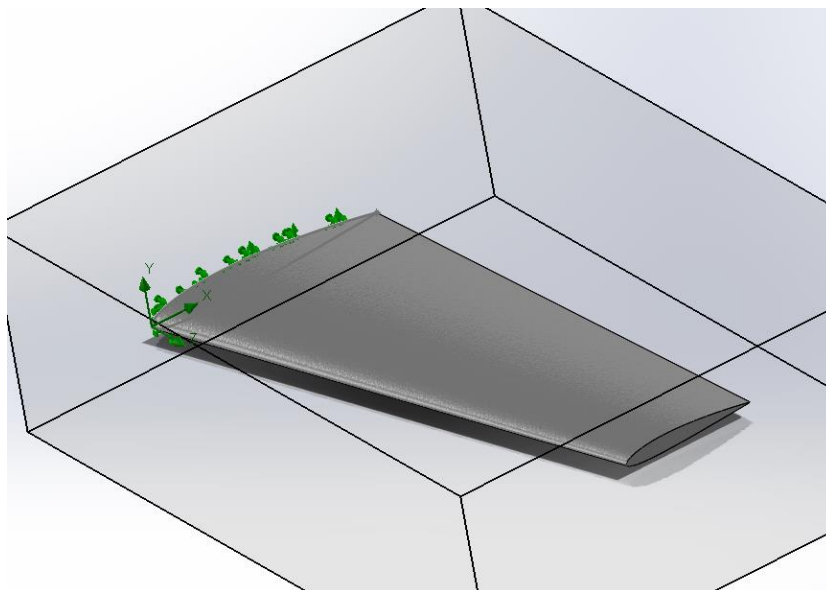


Figura 38 Material aplicado en el plano

Autoría propia

Analizando la figura 38 el material aplicado en el plano es de un color gris claro brillante, generando así un realismo en la simulación.

Antes de extraer los datos de las presiones que se obtuvieron en el análisis aerodinámico, se debe realizar una restricción en el plano, este punto fijo será la raíz estando representada con puntos verdes como se muestra en la figura 39, fijando este punto se podrá obtener los valores de las tensiones y su desplazamiento.

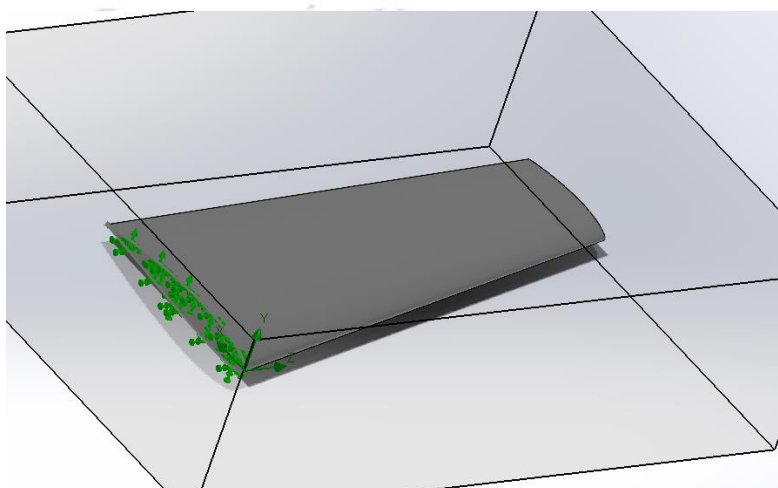


Figura 39 Restricción aplicada al plano

Autoría propia

Una vez este restringido este punto, se procederá a extraer los valores de las presiones obtenidas en el análisis aerodinámico como se observa en la figura 40, siendo estas las cargas externas que serán aplicadas en el ala, como se muestra en la siguiente imagen:

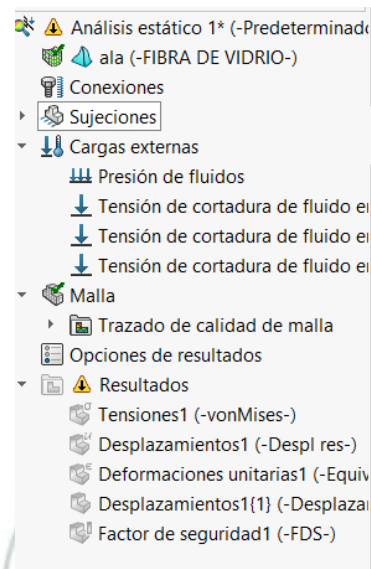


Figura 40 Cargas externas

Autoría propia

Se continuará realizando el mallado en el plano como se observa en la figura 41, aplicando un mallado medio el cual es el recomendado por el programa por la geometría que se está analizando:

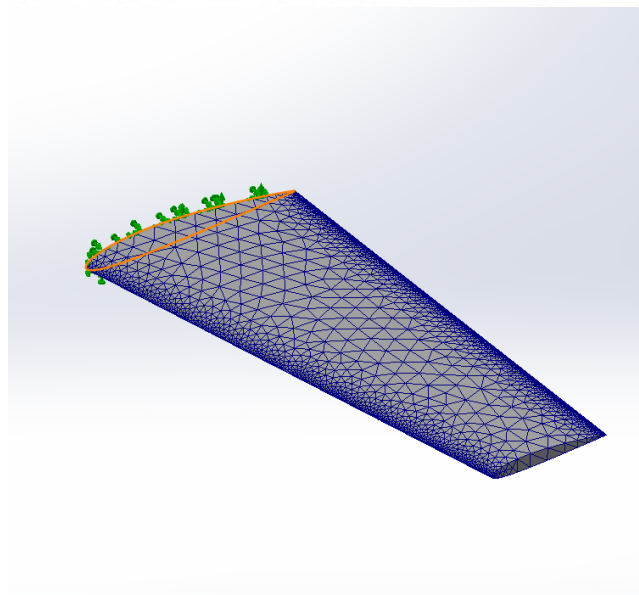


Figura 41 Mallado del plano

Autoría propia

Se procede a correr la simulación con el fin de obtener los resultados del análisis estructural.

En la figura 42 se obtendrá los resultados de la simulación en el cual explica las tensiones que sufrirá el plano en vuelo:

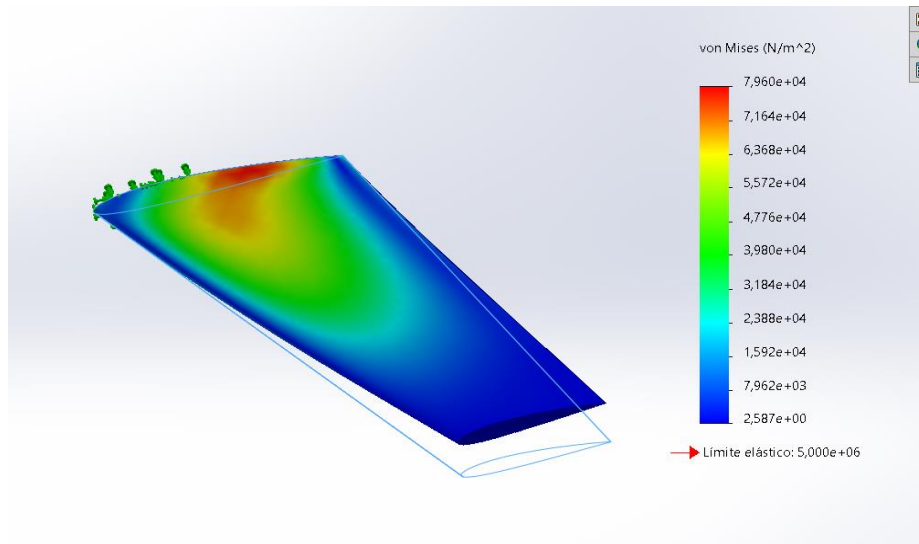


Figura 42 Tensiones obtenidas

Autoría propia

Al momento que el plano comienza a desplazarse generara una tensión en el cual intentara fracturarse en la raíz, como se observa en la figura 42, la tensión máxima se obtiene en la raíz, justamente en el centro con un valor de $7,960 \times 10^4 \text{ N/m}^2$, la fibra que se usara tiene un límite elástico de $5,000 \times 10^6 \text{ N/m}^2$, por lo cual brinda una mayor resistencia y evitara que el plano se fracture, ya que el valor de la tensión no supera el límite elástico de la fibra de vidrio.

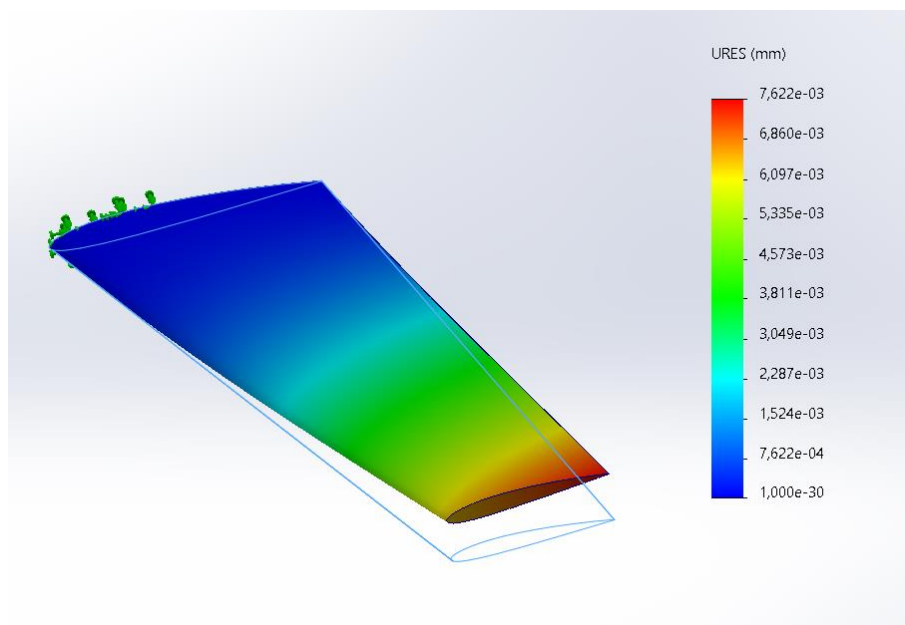


Figura 43 Desplazamiento del plano

Autoría propia

Para el desplazamiento del plano se puede observar en la figura 43 que la punta es la parte que más desplazamiento genera llegando a subir $7,622 \times 10^{-3}$ mm, siendo esta una medida bastante pequeña y que no generará algún daño estructural grave, por lo cual el plano estará fuera de peligro para sufrir roturas o agrietamientos a corto plazo o instantáneos.

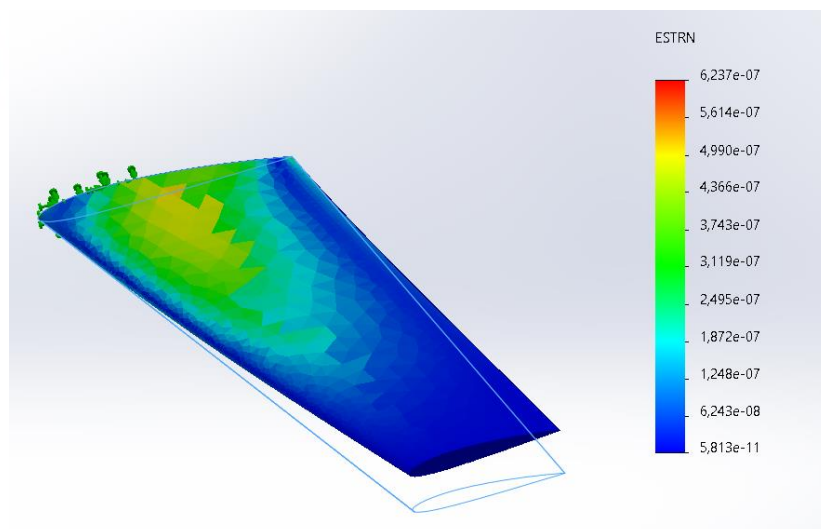


Figura 44 Deformación unitaria

Autoría propia

En el momento que se le aplica una carga normal a el plano este sufrirá un cambio de longitud como se observa en la figura 44, con este análisis se observa el cambio longitudinal con respecto a la longitud

original, este cambio no es grande debido a que el desplazamiento que sufre es pequeño por lo cual la deformación unitaria en este caso se encuentra en un nivel medio, generando un cambio mínimo.

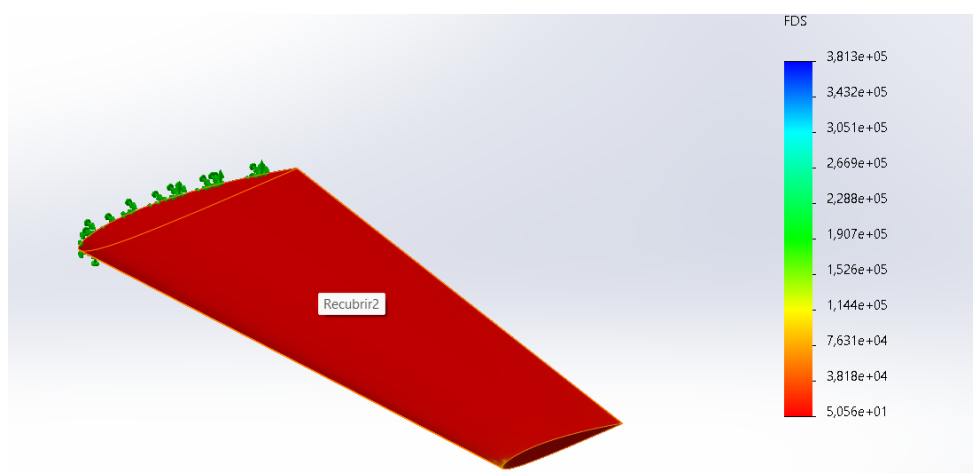


Figura 45 Factor de seguridad

Autoría propia

Con este análisis completo, Se procederá a realizar el último análisis estructural el cual es el factor de seguridad que se puede observar en la figura 45, este obtiene un valor de $5,056 \times 10^1$ siendo un valor aceptable y brindando que el plano está seguro de sufrir agrietamiento o roturas.

5.7 Séptima fase: Prueba de estabilidad.

5.7.1 Cálculo de centro de gravedad

- **Análisis en flying wing CG**

Para realizar los cálculos del centro de gravedad se usará la aplicación flying wing CG calculador, introduciendo los datos ya obtenidos como se observa en la figura 46 y se

encontrará el centro de gravedad que debe tener el aeromodelo con el fin de obtener un óptimo desempeño mostrado en la figura 47:

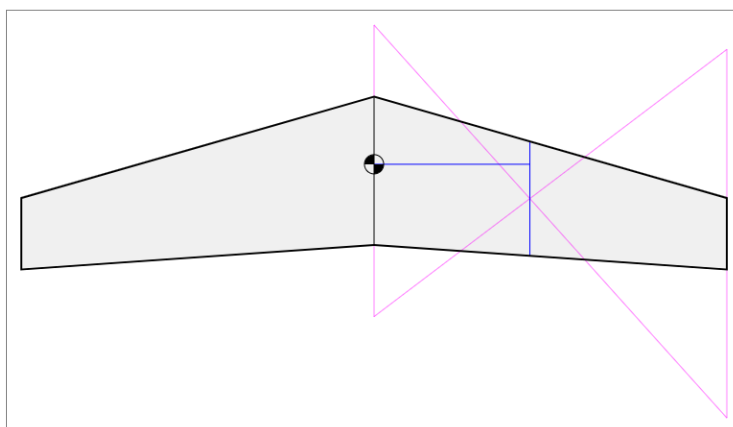


Figura 46 Centro de gravedad

Autoría propia

envergadura	<input type="text" value="128.5"/>
Acorde fundamental	<input type="text" value="27,5"/>
Cuerda de punta	<input type="text" value="13,5"/>
Barrer	<input type="text" value="16,9"/> como <input type="text" value="grados"/>
posición del centro de gravedad	<input type="radio"/> 15% - para principiantes/probar nuevos aviones <input checked="" type="radio"/> 20% - todo el año <input type="radio"/> 25% - para expertos <input type="radio"/> Otro: <input type="text" value="22.5"/> %
Opciones	<input checked="" type="checkbox"/> Mostrar líneas MAC <input type="button" value="Actualizar"/>

Figura 47 Datos para el programa

Autoría propia

• Cálculos manuales para el centro de gravedad

Para realizar el cálculo de manera manual se debe utilizar la ecuación [8]

por el cual se obtiene el siguiente valor:

$$C_m = 20,5 \text{ cm}$$

Con este valor de C_m se obtendrá la medida que habrá desde la cuerda de raíz hasta el CG de manera horizontal

Se multiplica el valor obtenido por el porcentaje deseado para obtener el CG apropiado, al ser un prototipo de aprendizaje, pero también de competencia se usará el valor intermedio el cual es del 20%, utilizando la ecuación [25] se obtiene:

$$CG = 4,1$$

El valor de CG será la medida horizontal que habrá de manera vertical en la medida de C_m obtenida.

- **Estimación de pesos:**

Componente	Masa (gr)
Hélice	10 gr
Motor	47 g
Batería LiPo 2200 mAh	187 gr
Servomotor x2	28 gr
ESC	27 gr
Estructura	660 gr
Total	959 gr

Tabla 2 Tabla de estimación de pesos

Autoría propia

Con la ayuda de la tabla 2 se puede realizar una buena distribución de los elementos electrónicos y con ello conseguir el centro de gravedad que se observa en la figura 73

5.7.2 Análisis de estabilidad

- **Análisis en CFD:**

Para realizar el análisis de estabilidad se debe contar la con la ayuda del software XFRL5.

Para realizar el análisis se debe indicar el dimensionamiento del ala, como se observa en la figura 75, los valores que se ingresan son:

- Cuerda de raíz
- Cuerda de punta
- Envergadura
- Angulo de flecha miento

Para el análisis de estabilidad, debe ser paulatinamente, primero se debe verificar que el aeromodelo cumpla con las condiciones de estabilidad lateral y longitudinal, al ser diseñado para entrenamiento, el CG no debe superar al centro aerodinámico, esto con el fin de obtener una estabilidad longitudinal completamente estable y para el caso de la estabilidad lateral, con la finalidad de lograr que el prototipo al momento de ser golpeado por una ráfaga de aire, este pueda volver a su posición de crucero de manera automática.

Para iniciar se debe realizar un diseño el cual describa la geometría del plano el cual se muestra en la figura 48:

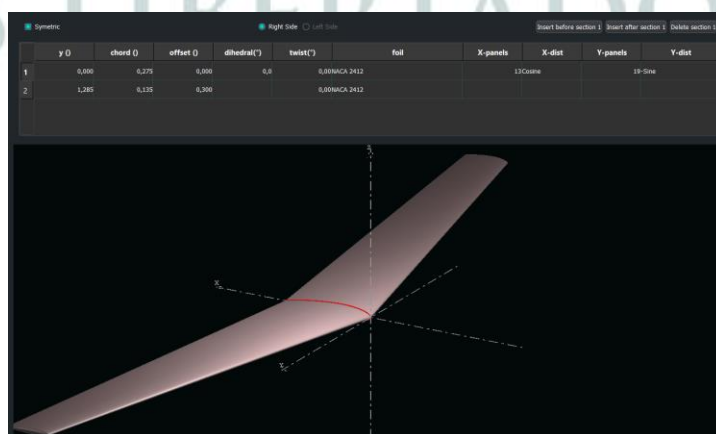


Figura 48 Modelamiento XFLR5

Autoría propia

Para la distribución de masas se debe indicar el valor que pesa el elemento electrónico junto a su ubicación en X y Y.

Una vez distribuidas las masas con sus respectivas medidas, el programa indicará el lugar donde estará ubicado el CG con lo muestra la figura 49 describiendo sus medidas en X, Y y Z, además de brindar los valores de los momentos de inercia que se encuentran en el aeromodelo, el cual brinda el beneficio de conocer cómo se distribuyen las masas del cuerpo respecto a un cierto eje de giro demostrado en la figura 50.

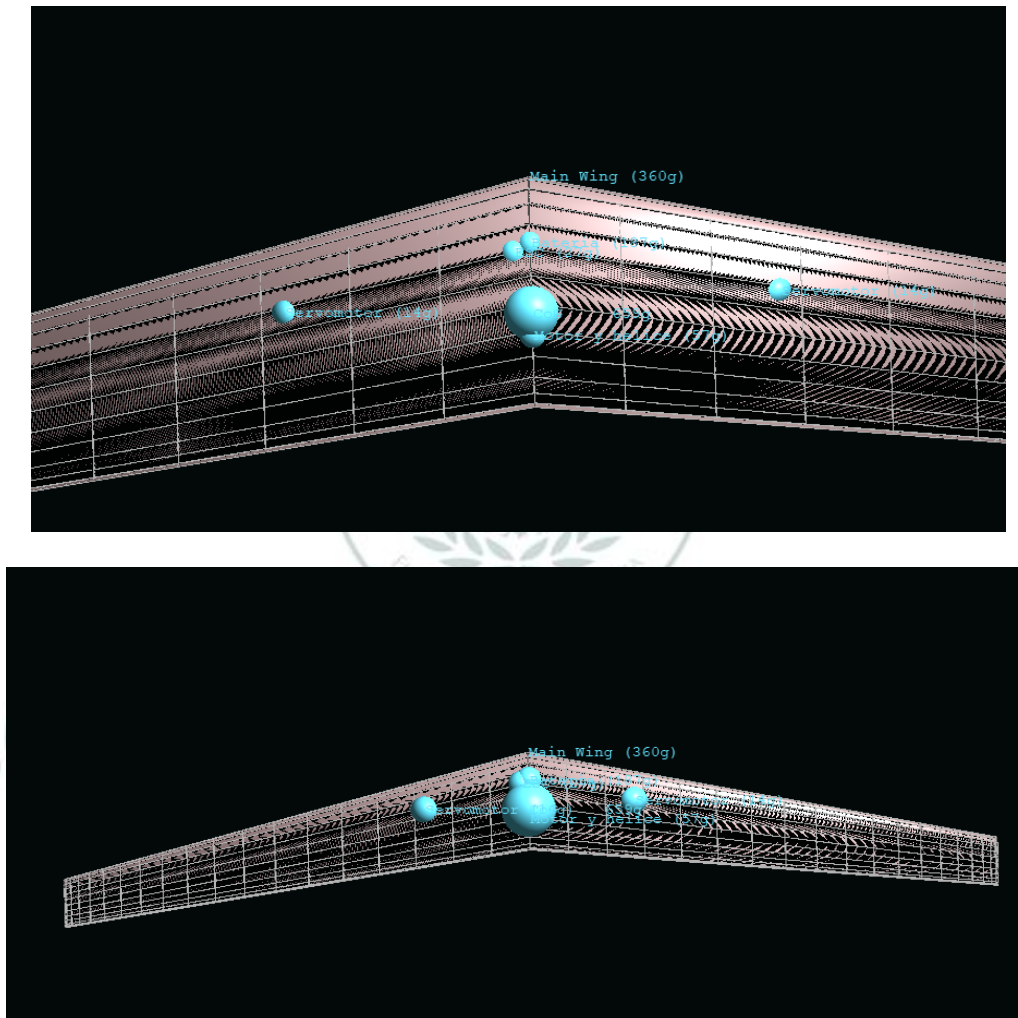


Figura 49 Distribución de masas

Autoría propia

Total Mass = Volume + point masses			
Center of gravity		Inertia in CoG Frame	
Total Mass=	659.000 g	Ixx=	0.13687 kg.m ²
X_CoG=	0.164 m	Iyy=	0.00481 kg.m ²
Y_CoG=	0.0008194 m	Izz=	0.14168 kg.m ²
Z_CoG=	0.002 m	Ixz=	0.00004 kg.m ²

Figura 50 Valores de CG y momento de inercia

Autoría propia

A continuación, como se observa en la figura 51 se procederá a realizar un análisis aerodinámico con el fin de conocer el comportamiento del flujo y sus diferentes fuerzas de manera gradual:

- Drag (Fuerza de arrastre): color morado.
- Lift (Fuerza de sustentación): color verde.
- Drag inducido: color amarillo.
- Dirección del momento: Flecha color rosa.
- Dawnwash: Flechas color rojo.

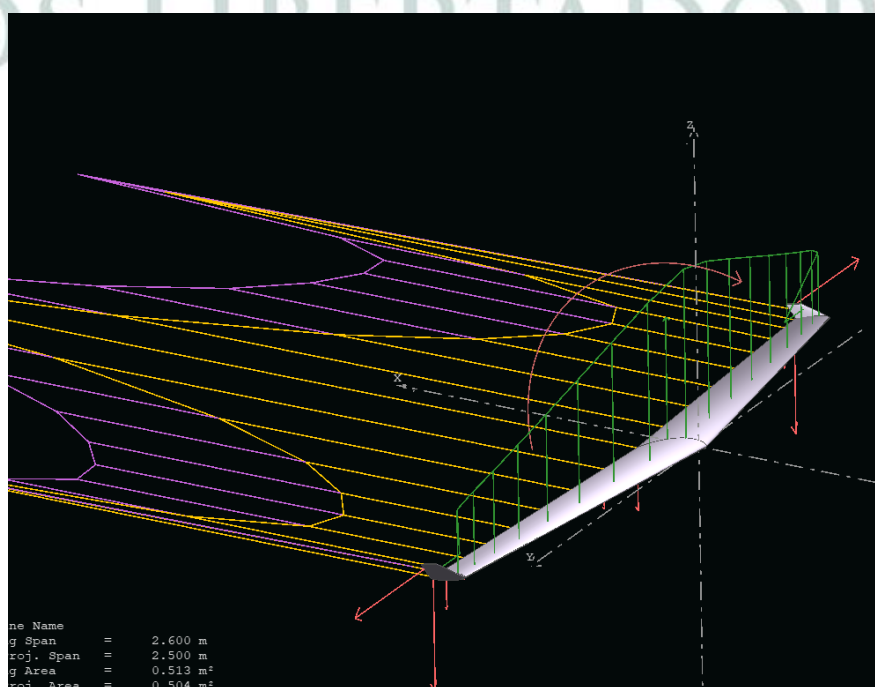


Figura 51 Comportamiento de las fuerzas

Autoría propia

- **Estabilidad lateral**

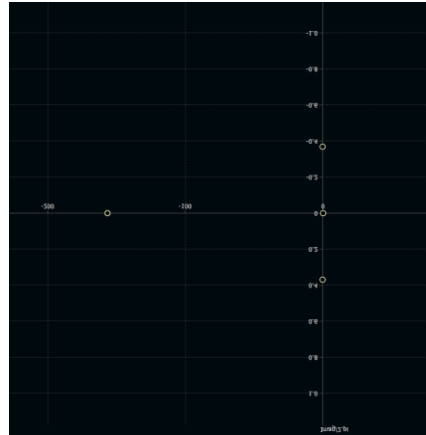
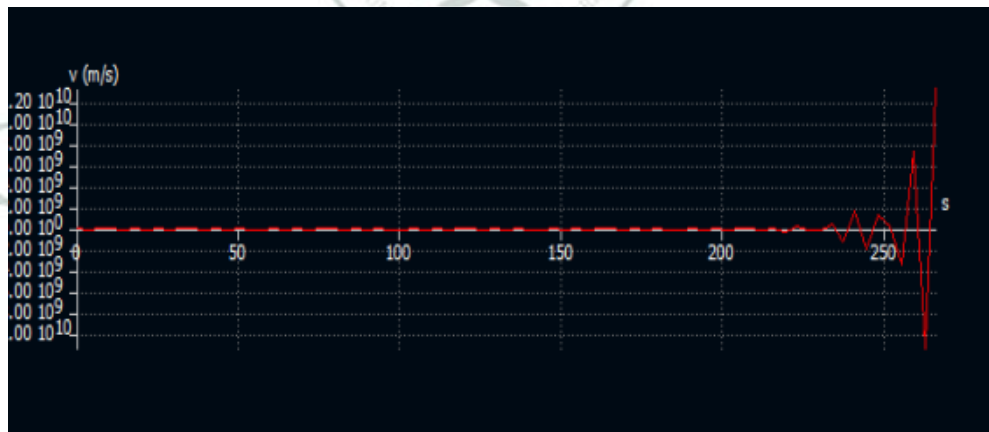
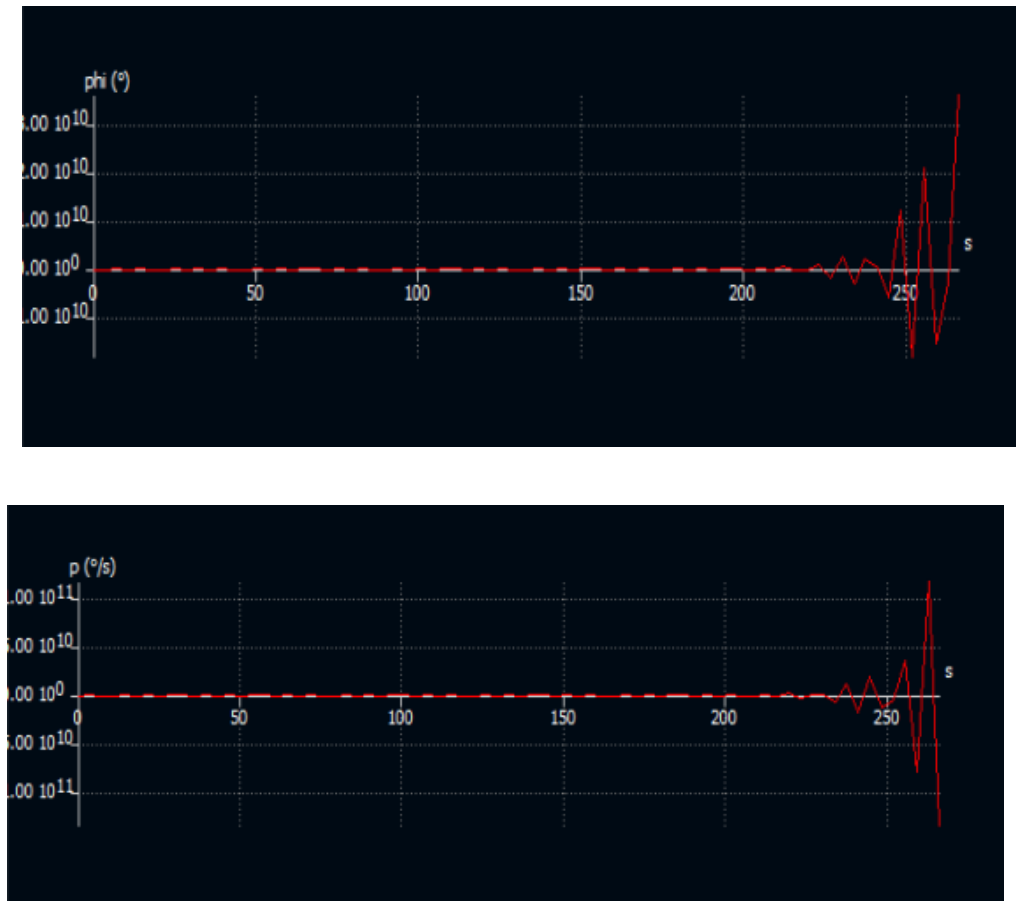


Figura 52 Diagrama de estabilidad lateral

Autoría propia

Analizando los puntos obtenidos en el diagrama de la estabilidad lateral de la figura 52, se observa que el prototipo se encuentra en la zona negativa del diagrama, dándonos a entender que la estabilidad lateral del prototipo es completamente estable hasta cierto punto.





Grafica 5 Graficas de estabilidad lateral

Autoría propia

En el momento que el prototipo sea golpeado por una ráfaga de viento que lo obligue a realizar un alaveo de manera innecesaria, este deberá contrarrestarse para así volver su posición estable, si este impacto supera un límite de tiempo de 250 las ondas incrementaran al punto de obligar al ala a entrar en perdida ya que su desestabilidad va a ir en aumentando respecto al tiempo, pero para que este caso suceda el aeromodelo debe durar bastante tiempo soportando el choque del aire por lo cual nos da tiempo de cambiar de rumbo para así evitar entrar en perdida, demostrado en la gráfica 5.

- **Estabilidad longitudinal**

Como se puede observar en los puntos del diagrama de la estabilidad longitudinal de la figura 53, se observa que uno de los polos se encuentra en zona positiva y otro en zona

negativa, esto con el fin de desestabilizar un poco el aeromodelo y con ello lograr realizar maniobras y movimientos de alta velocidad, sin tener que esforzar los alerones al máximo.

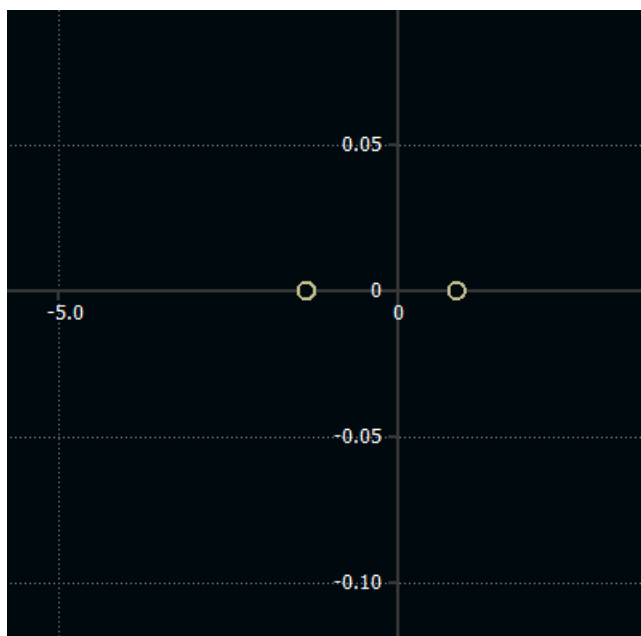
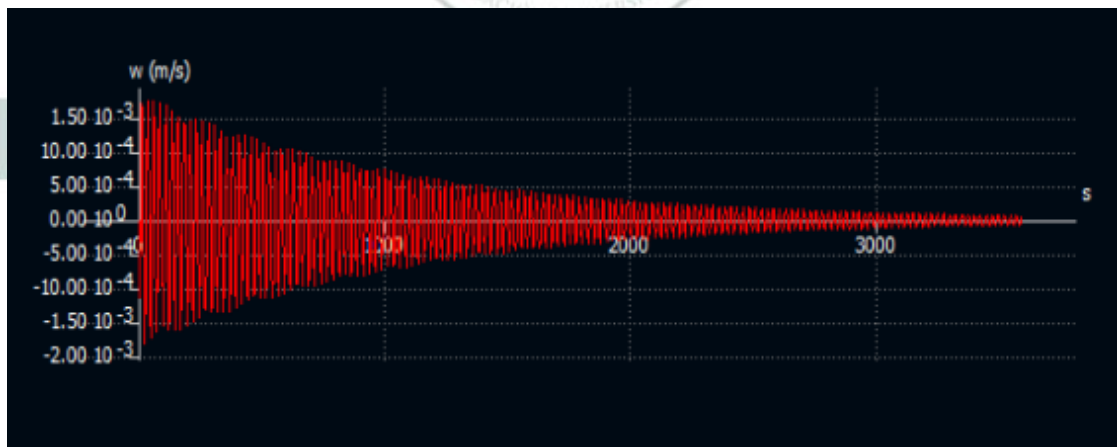
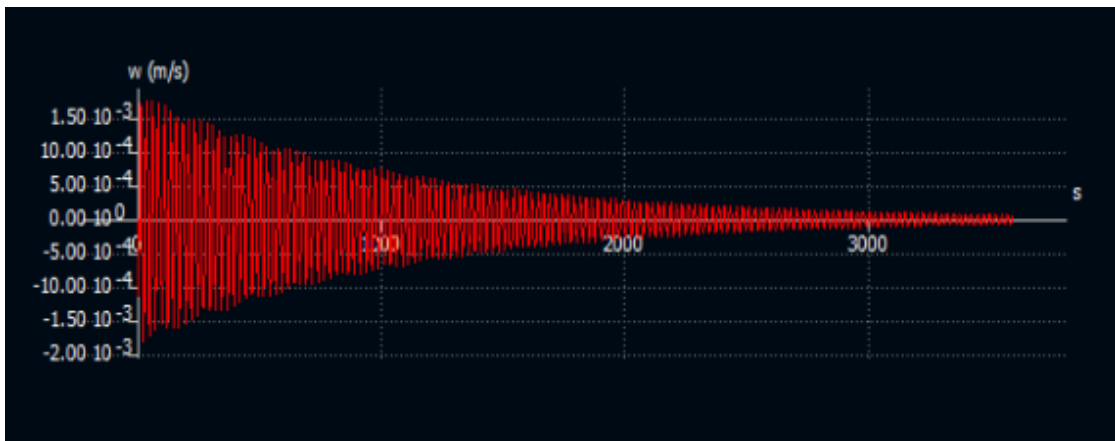
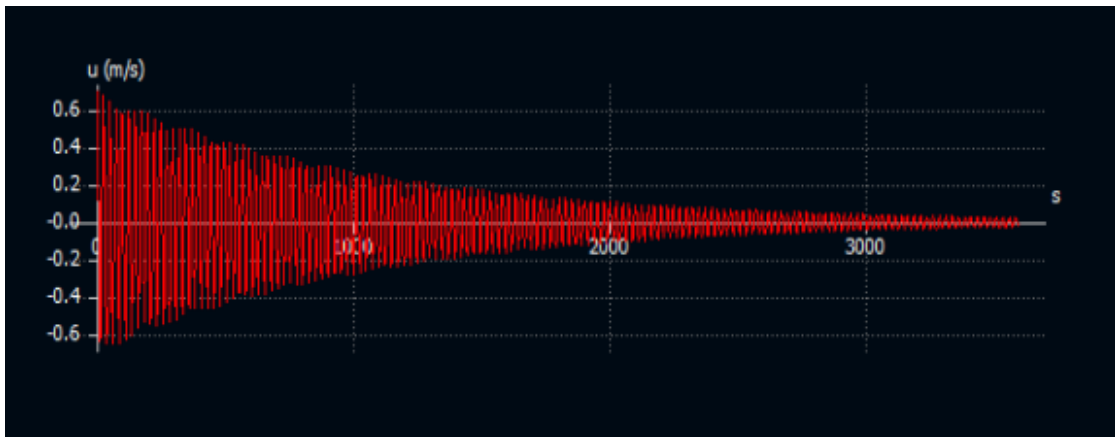


Figura 53 Diagrama de estabilidad longitudinal

Autoría propia

Como fue planeado, el aeromodelo obtendrá una frecuencia amortiguada, al momento de recibir una perturbación, las gráficas nos indican que el aeromodelo se estabiliza automáticamente con el paso del tiempo de una manera lenta y sin sufrir cambios bruscos, este amortiguamiento obtenido es perfecto para el aeromodelo ya que nos brindara una mayor estabilidad y facilidad de controlar la aeronave en vuelo sin mayor esfuerzo, generando seguridad, demostrado en la gráfica 6.



Grafica 6 Graficas de estabilidad longitudinal

Autoría propia

5.8 Octava fase: Construcción

• Metodología de construcción:

Como primer paso se optó por reconstruir el aeromodelo el cual estaba funcionando como guía, esto para evitar malas formaciones al forrar el ala del concurso, ya que esta contaba con varios desniveles ocasionados por los golpes sufridos.

Con la figura 54 se obtiene el siguiente diagrama el cual ayudará a identificar cómo será el proceso de construcción:

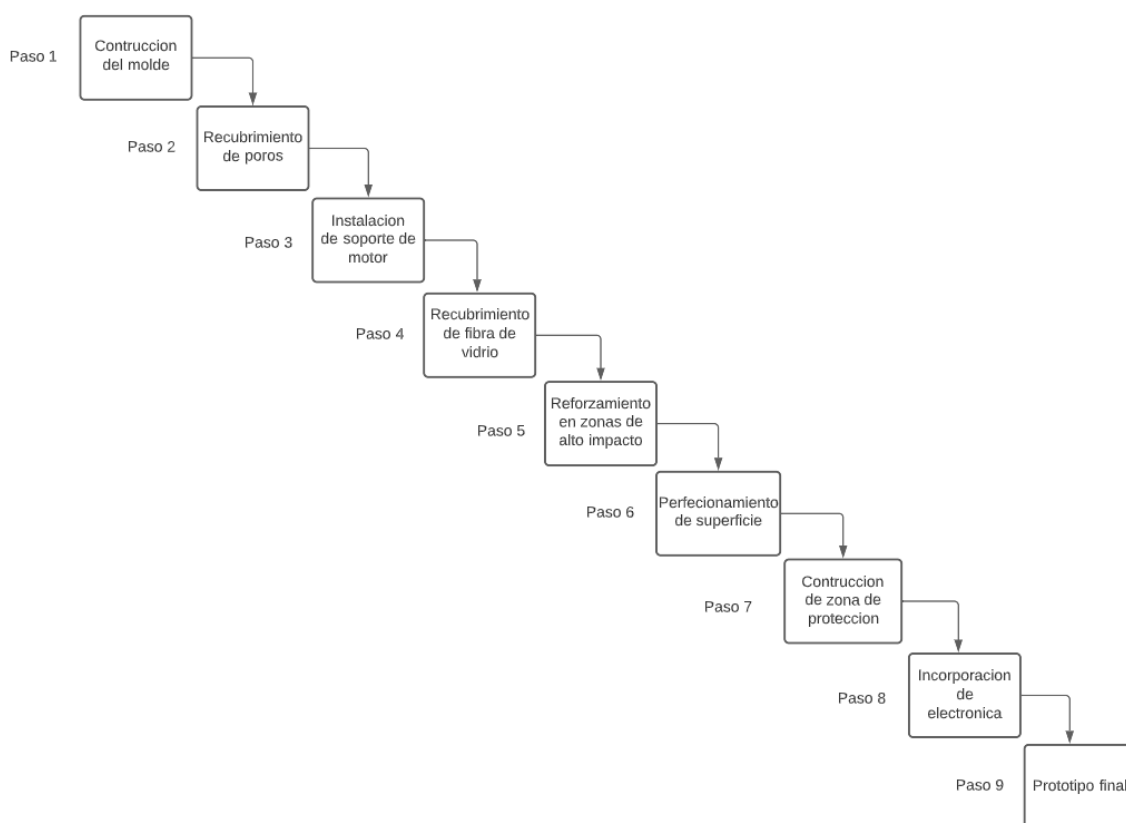


Figura 54 Proceso de construcción

Autoría propia

5.8.1 Paso 1

• Construcción del molde:

La fabricación inicia sobre un icopor mostrado en la figura 55, el ala completa sin la necesidad de diseñar en dos partes, ya que no iba a ser necesario usar los palos de balsa como estructura.



Figura 55 Icopor

Autoría propia

Una vez obtenido el diseño en icopor con la ayuda de un flexómetro, marcador y medidas de cuerda y raíz del perfil 2412 se procede a dibujarlos sobre el icopor y con una cortadora se procede a realizar el corte sobre las líneas demarcadas como se muestra en la figura 56 y 57.



Figura 56 Diseño de perfil

Autoría propia



Figura 57 Comparación de perfil original y replica

Autoría propia

Al momento de tener el corte realizado con ayuda de lijas de varias medidas se procede a realizar la forma del perfil, estas lijas se pueden observar en la figura 58 y 59.



Figura 58 Lijas

Autoría propia



Figura 59 Moldeamiento del ala

Autoría propia

5.8.2 Paso 2

- **Recubrimiento de poros**

Una vez obtenido el molde y verificar que la estructura está completamente lisa donde se va realizar el forrado con la fibra de vidrio, se debe tapar los poros del icopor con el fin de evitar que este absorba la resina y así evite que la fibra de vidrio pegue al ala.

Para ello se hace uso de 1/16 de acronil y un tarro de pintura para así verificar que toda el área allá sido cubierta ya que el acronil es de color trasparente como se muestra en la figura 60. Esta mezcla se debe aplicar con una brocha de 1 pulgada y se deben realizar 3 aplicaciones con un lapso de tiempo de 3 horas como se muestra en la figura 61.



Figura 60 Elementos para cubrir los poros del icopor

Autoría propia



Figura 61 Aplicación de la mezcla

Autoría propia

5.8.3 Paso 3

- **Instalación de soporte de motor:**

Se realizará un corte en la parte central inferior de la estructura con el fin de añadir la base del soporte del motor demostrado en la figura 62.



Figura 62 Base para soporte de motor

Autoría propia

5.8.4 Paso 4

- **Recubrimiento de fibra de vidrio:**

Una vez se han aplicado las 3 capas de la mezcla y ésta ya se encuentre seca, se procede a recortar las tiras de fibra de vidrio con ayuda de unas tijeras, los moldes se deben dividir en 4 partes como se muestra en la figura 63.



Figura 63 Recorte de fibra de vidrio

Autoría propia

Cuando se tengan los 4 cortes se procederá a forrar primero el lado superior del ala, para ello se debe colocar sobre la superficie las tiras de fibra ya cortadas como se observa en la figura 63 y 64, estas deben cubrir la mitad del borde de ataque con el fin de que cuando se unan la capa superior y la inferior generen un doble trazado obteniendo un refuerzo en el borde de ataque:



Figura 64 Ajustamiento de fibra de vidrio recortada

Autoría propia

Seguido de esto se procederá a preparar la mezcla, con ayuda de un vaso de plástico transparente, un mezclador y una gramera demostradas en la figura 65, 66 y 67.



Figura 65 Herramientas de mezcla y pesos

Autoría propia



Figura 66 Resina epoxica

Autoría propia



Figura 67 Catalizador

Autoría propia

Las proporciones de la mezcla de resina y catalizador son aplicar un 25% de catalizador de la cantidad de gramos de resina, para esta primera aplicación se usaron 55 gramos de resina y 13,75 gramos de catalizador mostrado en la figura 68.



Figura 68 Mezcla de catalizador y resina

Autoría propia

Una vez mezclada la resina con el catalizador por un tiempo de 2 minutos, se procederá con ayuda de una brocha de 1 pulgada aplicar la mezcla como se muestra en la figura 69, esta aplicación debe realizarse de manera diagonal evitando estirar la fibra de vidrio o moverla, la brocha debe contener una cantidad considerable de resina para que esta permanezca húmeda completamente la fibra de vidrio y se adhiera al molde.



Figura 69 Aplicación de la mezcla de resina y catalizador

Autoría propia

5.8.5 Paso 5

- **Reforzamiento en zonas de alto impacto:**

En la figura 70 se realiza con ayuda de una tira de fibra de vidrio un refuerzo a las zonas que sufrirán mayores impactos, como lo es la punta y el borde de ataque.



Figura 70 Refuerzo en punta del aeromodelo

Autoría propia

5.8.6 Paso 6

- **Perfeccionamiento de superficie:**

Una vez se encuentre seca la fibra de vidrio con la resina aplicada, se procederá a realizar los cortes donde se ubicarán los elementos electrónicos, para ello con ayuda de cinta se realizarán las guías por donde pasará la pulidora como lo muestra la figura 71:



Figura 71 Recorte para la ubicación de los elementos electrónicos

Autoría propia

Una vez realizados los cortes, se usará un trozo de tabla para realizar los soportes donde estarán ubicados los elementos electrónicos como se observa en la figura 72:



Figura 72 Bases para elementos electrónicos

Autoría propia

En el siguiente paso con ayuda de un vidrio y las medidas tomadas, se construirá la tapa de inspección el cual irá soportada por 4 tornillos como lo muestra la figura 73.



Figura 73 Construcción de tapa de inspección

Autoría propia

Ubicando la tapa se obtendrá una mayor protección para los elementos además de protegerlos de polvo y agua como lo muestra la figura 74:



Figura 74 Instalación de tapa de inspección

Autoría propia

5.8.7 Paso 7

- **Construcción de zona de protección:**

Se procede a pulir el ala para así poder obtener una estructura liza con el fin de obtener una mejor aerodinámica que disminuya el arrastre, esto se puede observar en la figura 75:



Figura 75 Alisamiento del ala

Autoría propia

5.8.8 Paso 8

- **Incorporación de electrónica:**

Se procederá a ubicar velcro en las posiciones donde va a ir la electrónica, como se observa en la figura 76:



Figura 76 Instalación de velcro

Autoría propia

Ubicamos la electrónica en el ala como se observa en la figura 77:

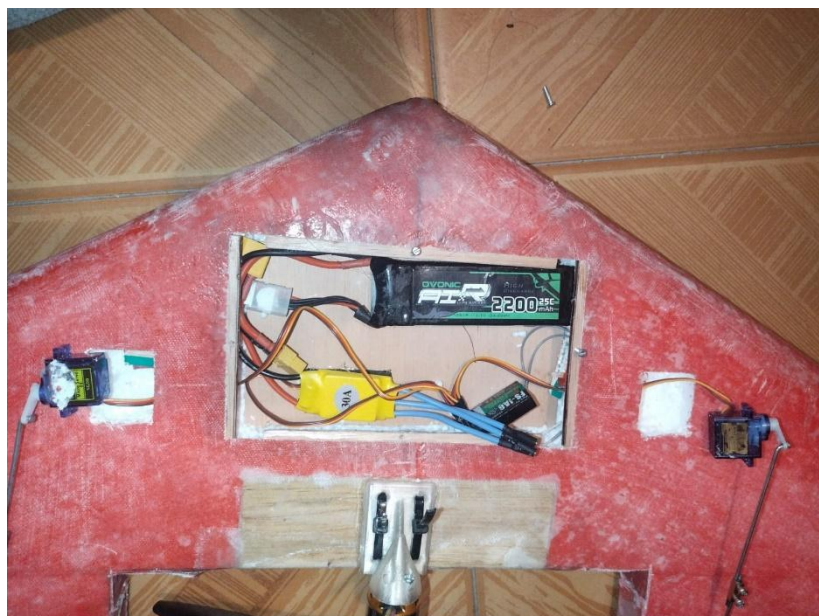


Figura 77 Instalación de electrónica

Autoría propia

Instalaremos el soporte del motor y los cachos en los alerones, esto con el fin de obtener la movilidad de los alerones y la posición correcta del motor, el cual se puede observar su ubicación en a la figura 78



Figura 78 Instalación de cachos y soporte de motor

Autoría propia

En la figura 79 se observa la instalación de los soportes que se encargaran de mover los alerones, siendo estos 2 rayos de bicicleta:

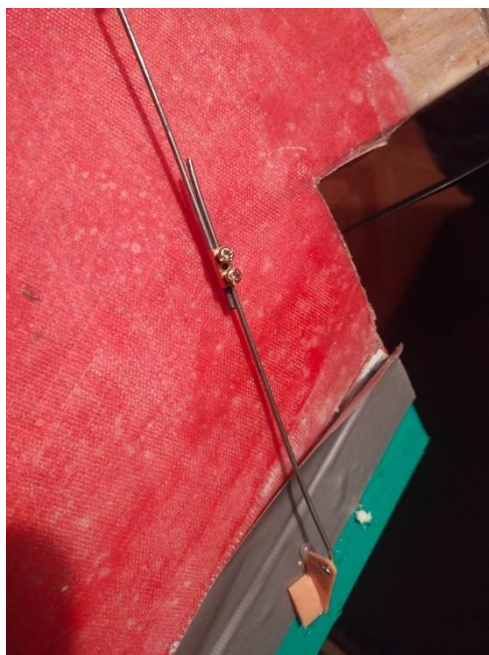


Figura 79 Instalación de soportes para alerones

Autoría propia

Se procede a realizar la instalación los alerones con ayuda de cinta de embalar para así obtener una distancia entre el alerón y el plano para que este tenga movilidad como se logra evidenciar en a la figura 80:



Figura 80 Instalación de cinta para alerones

Autoría propia

5.8.9 Paso 9

- **Prototipo final:**

Como último paso se observa en la figura 81 el resultado del aeromodelo con todas sus partes ubicadas debidamente en los lugares estratégicos que fueron siendo detallados durante todo el proceso:



Figura 81 prototipo final

Autoría propia

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

5.9 Novena fase: Pruebas.

5.9.1 Vuelo de prueba

Para finalizar se realizó un vuelo de prueba con el objetivo de verificar que los componentes hayan cumplido su función y observar las mejoras que obtuvo el prototipo.

En este vuelo se pudo ver a simple vista que el prototipo tiene una excelente estabilidad, muy buen planeo al momento de apagar el motor y facilidad de maniobras, además se logra evidenciar que el prototipo creado en bajas velocidades no pierde su estabilidad.

Al momento de impactar varias veces contra el suelo, la estructura no sufrió daños ni deformaciones como se demuestra en la figura 82.



Figura 82 Vuelo

Autoría propia

Se obtuvieron resultados satisfactorios que concuerdan con los calculados, en ello se puede observar que en un tramo de 1 km el prototipo alcanzo una velocidad de 85,6 Km/h, para obtener este resultado se usó una ecuación simple el cual es $V=d/t$, donde la distancia fue de 1 km o 1000 metros y el tiempo que se obtuvo fue de 41,6 segundos como lo muestra la figura 83, para ello el motor se llevó a una aceleración del 75%, si el motor excede este porcentaje de aceleración generara consumos excesivos de batería y pondrá en peligro el motor a causa de un recalentamiento.

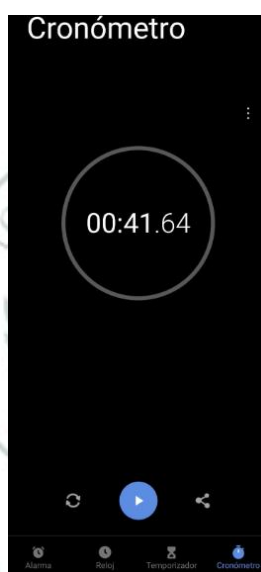


Figura 83 Tiempo en alcanzar 1 km

Autoría propia

El prototipo al momento de realizar planeo como se muestra en la figura 106, se obtuvo muy buenos resultados ya que este con el motor apagado se sustentaba de manera independiente por un largo tiempo sin correr peligro de entrar en pérdida, al momento de retomar acelerando el motor de manera lenta, el prototipo respondía de manera estable y agradable sin generar movimientos bruscos.

Se obtuvo una duración de vuelo de 10 minutos, este valor se obtuvo manteniendo el motor a una 75% como lo muestran los cálculos, pero en despegue el motor tuvo que ser acelerado al 100%, una vez tomara altura se regulaba al 75%. El proceso para obtener este valor fue

cargar la batería a un 100% y volar el ala hasta que esta se agotara, al momento de descargarse el prototipo planeo y aterrizo de manera suave y lenta.

Para medir su resistencia estructural se realizaron diferentes mediciones de impactos, iniciando desde chocarla contra la superficie con la mano, hasta dejarla impactar de punta contra la superficie a velocidades de 30 a 35 km/h, los resultados fueron los esperados ya que no sufrió ningún daño estructural ni deformaciones, por lo cual se obtiene un valor de seguridad alto al momento de aterrizajes, sin embargo como recomendación se considera realizar aterrizajes con la velocidad calculada el cual es de 32 km/h en el cual el prototipo rose suavemente la superficie para evitar daños a largo plazo.

Para realizar un buen despegue el motor se debe usar al máximo con el fin de alcanzar la velocidad requerida el cual es de 36,5 km/h, esta velocidad debe ser alcanzada en el momento que el prototipo se pueda mantener estable al momento de apagar el motor, en la prueba se observó que el aeromodelo puede llegar a despegar sin la necesidad de alcanzar esta velocidad, pero es recomendable cuando se desee realizar un planeo que el prototipo llegue a la velocidad mencionada.

En temas de estabilidad el prototipo se comportó de manera estable en sus ejes longitudinal y lateral, cumpliendo así lo obtenido en su análisis de estabilidad, para el tema longitudinal se verificó que el ala es un poco inestable, esto con el fin de que pueda realizar acrobacias y alaveos de manera rápida sin sobrepasar el límite, al momento de recibir impactos por el viento con el motor apagado se observó que el prototipo se estabiliza solo, sin la necesidad de manipular sus alerones, en altas velocidades se debe brindar apoyo al prototipo con los alerones para que esta no se desestabilice y así entre en pérdida.

Capítulo 6

6. Conclusiones

- Se observa que realizando un recubrimiento de fibra de vidrio volan, se obtendrá una mayor resistencia a los impactos, no se tendrán deformaciones en el aeromodelo el cual afecten la aerodinámica o desempeño y se conservara una superficie lisa que brindara una mejor aerodinámica.
- Está claro que, al exponer los elementos electrónicos del aeromodelo, podrán sufrir daños o desajustes por causa de los impactos o del choque contra el aire, por lo cual, al crear un espacio dentro del ala, se brindara seguridad y dejando fuera de peligro los elementos electrónicos.
- Con ayuda de los ensayos de vuelo y pruebas de velocidad, el aeromodelo cumple con las normas establecidas, siendo un modelo completamente funcional para competencias y entrenamiento de pilotos gracias a su resistencia.
- A pesar del aumento de peso en el nuevo prototipo por la adición del material compuesto, este no pierde velocidad ni estabilidad, llegando a ser una mejora eficiente con un gran desempeño, esto se puede demostrar comparando las dos velocidades, la del prototipo inicial el cual era de 61 km/h y el prototipo reforzado el cual es de 86 km/h.
- Haciendo uso correcto del prototipo, podrá ser mejorado con la adición de nueva electrónica el cual ayuden a cumplir diferentes requerimientos para el ala y siendo un proyecto que brinda nuevas ideas para otros proyectos de grado.
- En términos de aerodinámica se puede observar resultados muy satisfactorios como los son los valores de sustentación, presiones y velocidades el cual garantizan un comportamiento estable y efectivo.

- En el análisis estructural se puede evidenciar una gran mejora en resistencia respecto a las cargas aplicadas en el perfil como los son tensión y compresión.
- Para concluir el análisis de estabilidad se puede observar que es un aeromodelo muy estable el cual, al momento de ser perturbado, retomara su control, esto gracias a el perfil y tamaño escogido.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Capítulo 7

7. Bibliografías

BLOGSPOT. (2005). Obtenido de BLOGSPOT: <http://3.bp.blogspot.com/-TbwfhPXpfKA/UVGXQsRykVI/AAAAAAAAAFXk/SGRqO4Kx0FI/s640/hoihortenbrotherssw5.jpg>

BLUEPRINTBOX. (2005). Obtenido de BLUEPRINTBOX:
<https://blueprintbox.com/data/thumbnails/253/northrop-yb-49-flying-wing.jpg>

DISCOURSE. (2001). Obtenido de DISCOURSE: <https://aws1.discourse-cdn.com/infiniteflight/original/3X/b/c/bcd3aa7084e71dfd71fd9d0a7326cb8eb3850a8b.PNG>

ECURED. (1998). Obtenido de ECURED : https://www.ecured.cu/Ala_volante

FIDDLERSGREEN. (2008). Obtenido de FIDDLERSGREEN:
<http://www.fiddlersgreen.net/aircraft/Northrop-XB35/IMAGES/Northrop-XB35-Flying-Wing-Bomber-Inflight2.jpg>

HOMEPAGE, T. H. (2017). *THE HUGO JUNKERS HOMEPAGE*. Obtenido de THE HUGO JUNKERS HOMEPAGE: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-jg1.html>

Roskam, D. J. (2014). *General Aviation Aircraft Design*. 2: 5.

SOLIDWORKS. (2002). *SOLIDWORKS*. Obtenido de SOLIDWORKS:
<https://www.solidworks.com/es>

tools, A. (s.f.). *Airfor tools*. Obtenido de Airfor tools: <http://airfoiltools.com/index>

WIKIMEDIA. (2009). Obtenido de WIKIMEDIA:

https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/5a/Convair_B-36_Peacemaker.jpg

WIKIMEDIA. (2009). Obtenido de WIKIMEDIA:

https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/3/3d/F-14_Tomcat_DF-SD-06-03497.jpg

XFRL5. (2021). *XFRL5*. Obtenido de XFRL5: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>

BLOGSPOT. (2005). Obtenido de BLOGSPOT: <http://3.bp.blogspot.com/->

[TbwfhPXpfKA/UVGXQsRykVI/AAAAAAAAAFXk/SGRqO4Kx0FI/s640/hoihortenbrotherssw5.jpg](http://3.bp.blogspot.com/-TbwfhPXpfKA/UVGXQsRykVI/AAAAAAAAAFXk/SGRqO4Kx0FI/s640/hoihortenbrotherssw5.jpg)

5.3.1.- *El centro de gravedad. (c.d.g.)*. (n.d.). Retrieved January 31, 2023, from

https://www.edu.xunta.gal/espazoAbalar/sites/espazoAbalar/files/datos/1464947489/contido/531_el_centro_de_gravedad_cdg.html

Adbaquim. (n.d.). *Acronal*. Retrieved January 31, 2023, from

<https://www.adbaquim.com/productos/quimicos/acronal>

Aimplas. (2019). *Tipos de materiales compuestos*. <https://www.aimplas.es/blog/tipos-de-materiales-compuestos/>

Angulo Ramírez, F. A., & Núñez Torres, T. R. (2014). *Diseño de un prototipo de ala*

volantes. <https://repository.upb.edu.co/handle/20.500.11912/2470>

Areatecnologia. (2021). *Resistencia de los Materiales*.

<https://www.areatecnologia.com/materiales/resistencia-materiales.html>

Aviles Correa-Cindy Lorena-Garzon Bernal-Jeison David. (2019). *Implementación de un sistema de detección y evasión de obstáculos de bajo costo para drones de ala fija*.

<https://repository.libertadores.edu.co/handle/11371/4904>

Carlos Rosas. (2009). *Arrastre y Sustentación* - 200902_Carlos_ROSAS.

<https://sites.google.com/site/0902carlosr/arrastre-y-sustentacin>

David Piñeiro. (2017). *Horten Ho 229. El ala volante de la Alemania Nazi - Una breve historia*. <https://www.unabrevehistoria.com/2008/01/horten-go-229-el-ala-volante-nazi.html>

De, D., Térmica, I., & de Fluidos, Y. (n.d.). *UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR*.

Definicion. (2008). *Definición de aerodinámica - Qué es, Significado y Concepto*. <https://definicion.de/aerodinamica/>

EcuRed. (1998). *Ala volante* - EcuRed. https://www.ecured.cu/Ala_volante

el vuelo de la gran aviacion. (2022). *Calculando el C_L (Coefficient of Lift) grosso modo*. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2017/08/calculando-el-cl-coefficient-of-lift.html>

Ferrovial. (2023). *Drones: qué son, tipos de drones y para qué sirven* - Ferrovial. <https://www.ferrovial.com/es-la/innovacion/tecnologias/drones/>

Flying wing CG. (2003). *Flying wing CG calculator*. <https://fwcg.3dzone.dk/>

Generales, R., Vuelo, D. E., & de Operación, Y. (2018). *Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil Oficina de Transporte Aéreo-Grupo de Normas Aeronáuticas*.

G-SE. (2016). *Carga Externa*. https://g-se.com/carga-externa_5304-bp-I57cfb26e80c72

iaerocol. (2021). *¿Qué son los drones de ala fija? Conoce aquí cómo funcionan*. - Instituto Educativo Aeronáutico de Colombia. <https://iaerocol.co/blog/que-son-los-drones-ala-fija-como-funcionan/>

Laura, M., Paradela, S., & Sánchez Gálvez, V. (1991). Comportamiento a tracción de cementos reforzados con fibras de vidrio. *Informes de La Construcción*, 43(413), 77–89.
<https://doi.org/10.3989/IC.1991.V43.I413.1379>

Manual de vuelo. (2011). *Rendimiento (performance)*.
https://www.manualvuelo.es/4prev/44_perfm.html

Motorex. (2015). *Fibra de vidrio: Propiedades y usos ¡Lo que necesitas saber! | Motorex*.
<https://www.motorex.com.pe/blog/propiedades-usos-fibra-vidrio/>

Panamedia. (2014). *¿Por qué vuelan los aviones? La física del vuelo - Panamedia*.
<https://panamedia.org/por-que-vuelan-los-aviones-la-fisica-del-vuelo/>

Plaremesa. (2002). *Resina Epóxica | ¿Cuales son sus usos principales? | PLAREMESA®*.
<https://www.plaremesa.net/resina-epoxica/>

Puig Serra. (2015). *Diseño y concepción de un quadrotor-ala volante. Desarrollo constructivo y estudio de la implementación de la planta propulsora*.
<https://riunet.upv.es/handle/10251/46016>

SC. (2022). *Factor de Seguridad I SafetyCulture*. <https://safetyculture.com/es/temas/factor-de-seguridad/>

Sell, T. C. (2012). An examination, correlation, and comparison of static and dynamic measures of postural stability in healthy, physically active adults. *Physical Therapy in Sport*, 13(2), 80–86. <https://doi.org/10.1016/J.PTSP.2011.06.006>

SkuCiv. (2019). *¿Qué es el análisis estructural?? | SkyCiv Engineering*.
<https://skyciv.com/es/education/what-is-structural-analysis/>

SolidBI. (2003). *SOLIDWORKS - Qué es y para qué sirve*. <https://solid-bi.es/solidworks/>

Thermal Engineering. (2023). *Qué es el coeficiente de arrastre - Características de arrastre - Definición*. <https://www.thermal-engineering.org/es/que-es-el-coeficiente-de-arrastre-caracteristicas-de-arrastre-definicion/>

TIPOS DE ESFUERZOS FÍSICOS INTRODUCCIÓN. (2011). *Federacion de Enseñanza*.

Tristancho, J. (2014). *Improvements of a flying-wing Micro-Air-Vehicle by closing the control-loop on ground Innovative NDT technique based on ferrofluids for detection of surface cracks View project Innovative NDT technique based on ferrofluids for detection of surface cracks View project*. <https://doi.org/10.13140/RG.2.1.2070.8884>

Ucuenca. (n.d.). *Cápsula / ¿Sabes qué es y para qué sirve la catálisis?* Retrieved January 31, 2023, from <https://www.ucuenca.edu.ec/component/content/article/233-espanol/investigacion/blog-de-ciencia/1289-quimica?Itemid=437>

UMILES. (2022). *Tipos de Drones ▷ Clasificación por uso y características*. <https://umilesgroup.com/tipos-de-drones/>

Univerdidad Francisco de Paula Santander. (2019). *AUDITORIO EUSTORGIO COLMENARES CÚCUTA COLOMBIA*.

Universidad politecnica de valencia. (n.d.). *Leyes de esfuerzos y funciones de desplazamiento a lo largo de una barra*.

Aeromodelismo. (2008). *Ala volante eléctrica Hidrasnake - AEROMODELISMOFACIL*. <http://www.aeromodelismofacil.com/ala%20hidrasnake.htm>