

**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO TIPO
ALA FIJA PARA VIGILANCIA Y MONITOREO AÉREO EN SECTORES
RURALES**



**JAIRO QUINTERO SANCLEMENTE
VÍCTOR HUGO CAMPO PRADO**

**CORPORACIÓN UNIVERSITARIA AUTÓNOMA DEL CAUCA
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERIA ELECTRÓNICA
POPAYÁN 2016**

**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO TIPO
ALA FIJA PARA VIGILANCIA Y MONITOREO AÉREO EN SECTORES
RURALES**



**JAIRO QUINTERO SANCLEMENTE
VÍCTOR HUGO CAMPO PRADO**

**TRABAJO DE GRADO PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA**

**Director
ING. DANIEL RODRIGO ORTEGA**

**CORPORACIÓN UNIVERSITARIA AUTÓNOMA DEL CAUCA
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERIA ELECTRÓNICA
POPAYÁN 2016**

NOTAS DE ACEPTACIÓN

El Trabajo de Grado Titulado **DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO TIPO ALA FIJA PARA VIGILANCIA Y MONITOREO AÉREO EN SECTORES RURALES**, realizado por los estudiantes JAIRO QUINTERO SANCLEMENTE y VICTOR HUGO CAMPO PRADO, cumple con los requisitos para obtener el Título de **INGENIERO ELECTRONICO**.

ING. DANIEL RODRIGO ORTEGA

Director Trabajo de Grado.

ING. JUAN PABLO DIAGO RODRIGUEZ

JURADO 1

ING. JONATHAN ALBERTO JOJOA

JURADO 2

AGRADECIMIENTOS

En primera instancia le agradezco de corazón a Dios y a la Virgen por brindarme la vida, su amor, lealtad, fortaleza y compañía, iluminando siempre mi camino para alcanzar este anhelado triunfo.

A mis padres ALMA XIMENA y HUMBERTO por su acompañamiento incondicional que me han brindado, su confianza, amor, cariño y dedicación son de vital importancia para haber culminado esta etapa de mi vida, por sus sacrificios, por sus oraciones, por su paciencia, por su comprensión y sobre todo por la formación ética y moral con la cual ustedes me formaron; a mi hermano ALEJANDRO por su valiosa amistad, por hacer parte de este proceso, acompañándome en los momentos difíciles que se me presentaron en este trayecto; a mis tías AMPARO, SOCORRO y a mi primo CAMILO quienes también fueron un soporte primordial para alcanzar este logro; a mi novia ALEJANDRA por su comprensión, paciencia, confianza y apoyo en la realización de este proyecto; por ultimo les presento un reconocimiento especial a mis profesores quienes con paciencia y dedicación me aportaron sus conocimientos.

VICTOR HUGO CAMPO PRADO

El presente trabajo va dirigido con una expresión de gratitud para Dios que me ilumino el camino a seguir para alcanzar este triunfo, para mis maestros que me enriquecieron con sus conocimientos y orientaciones profesionales; para mis padres y familiares que día a día me brindaron su apoyo incondicional para lograr este gran reto. Gracias eternamente.

JAIRO QUINTERO SANCLEMENTE

TABLA DE CONTENIDO

1.	VEHICULOS AÉREOS NO TRIPULADOS.....	16
1.1	DEFINICIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO	16
1.2	RESEÑA HISTORICA.....	16
1.3	APLICACIONES DE LOS UAV.....	17
1.1.1	APLICACIÓN MILITAR.....	18
1.1.2	APLICACIÓN APOYO A DESASTRES	18
1.1.3	APLICACIONES EN INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA	19
1.1.4	APLICACIONES EN VIGILANCIA AÉREA.....	19
1.4	CLASIFICACION DE LOS UAV.....	20
1.1.5	DESPEJE VERTICAL.....	20
1.1.6	UAV TIPO ALA ROTATORIA.....	21
1.1.7	DESPEJE NO VERTICAL.....	21
1.1.8	UAV TIPO ALA FIJA.....	22
2.	AERODINÁMICA.....	23
2.1	PRINCIPALES CONCEPTOS AERODINÁMICOS.....	23
2.1.1	COMPONENTES DE UNA AERONAVE ALA FIJA.....	24
2.1.2	PERFIL AERODINÁMICO.....	26
2.1.3	TIPOS DE PERFILES AERODINÁMICOS	29
2.1.4	CLASIFICACION DE PERFILES AERODINAMICOS	30
2.2	SISTEMA DE REFERENCIA Y COORDENADAS	31
2.2.1	EJE LONGITUDINAL (X - ROLL)	32
2.2.2	EJE VERTICAL (Y - PITCH)	33

2.2.3	EJE TRANSVERSAL (Z - YAW).....	33
2.3	PARAMETROS AERODINAMICOS.....	34
2.3.1	ANGULOS DE ATAQUE, INCIDENCIA Y DESLIZAMIENTO	34
2.3.2	CENTRO AERODINAMICO	35
2.3.3	CENTRO DE GRAVEDAD Y DE PRESION.....	35
2.3.4	DIEDROS	36
2.3.5	NUMERO DE MACH (M) Y DE REYNOLDS (RN).....	37
2.4	FUERZAS AERODINAMICAS	38
2.4.1	FUERZA DE SUSTENTACION – LIFT (L)	39
2.4.2	FUERZA DE ARRASTRE – DRAG (D)	41
2.4.3	FUERZA DE EMPUJE – TRUST (T)	42
2.4.4	FUERZA DE GRAVEDAD O PESO – WEIGHT (W)	44
2.4.5	MOMENTOS AERODINAMICOS	45
3.	DISEÑO ELECTROMECHANICO DEL UAV TIPO ALA FIJA.....	48
3.1	SUBSISTEMA MECANICO.....	50
3.1.1	MODELO DINAMICO DEL ALA ZAGI.....	51
3.1.2	DISEÑO PERFIL NACA MH45.....	67
3.1.3	PARAMETROS AERODINAMICOS DEL PROTOTIPO ALA ZAGI	74
3.1.4	DISEÑO ESTRUCTURAL DEL SISTEMA UAV ALA ZAGI	80
3.2	SUBSISTEMA ELECTRICO	84
3.2.1	MODULO DE PROPULSIÓN.....	85
3.2.2	MODULO DE ORIENTACION Y MOVIMIENTO.....	88
3.2.3	MODULO DE DISTRIBUCION Y CONTROL DE VELOCIDAD	89
3.2.4	MODULO DE POTENCIA.....	93
3.2.5	MODULO DE COMUNICACIÓN	95

3.2.6	MODULO DE VISION	99
3.2.7	MODULO DE CONTROL	100
3.2.8	MODULO DEL SISTEMA UAV EN GENERAL.....	102
4.	IMPLEMENTACION DEL SISTEMA AEREO NO TRIPULADO ALA FIJA.....	103
4.1	ESTRUCTURA DEL ALA	103
5.	PRUEBAS DEL SISTEMA AEREO NO TRIPULADO ALA FIJA	113
6.	CONCLUSIONES	121
7.	Bibliografía	122
8.	ANEXO A	125
9.	ANEXO B	127

LISTA DE TABLAS

Tabla 3.1 Requerimientos Operacionales, Fuente Propia.	48
Tabla 3.2 Características Aerodinámicas del Perfil MH 45, Fuente Propia.....	74
Tabla 3.3 Parámetro Aerodinámico del Perfil, Fuente: Propia.	75
Tabla 3.4 Pesos de Instrumentación Electrónica del UAV, Fuente: Propia.	79
Tabla 3.5 Peso Estructural del Ala, Fuente: Propia.....	80
Tabla 3.6 Características Técnicas de los motores Brushless, Fuente Datasheet D28226.	87
Tabla 3.7 Características técnicas de servomotores de 9 gr, Fuente: Datasheet Micro Servomotor.	89
Tabla3.8 Características de semiconductores, Fuente: Tomada de [28].....	91
Tabla 3.9 Cámaras para selección del sistema de visión del UAV, Fuente: Propia.	99

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 Clasificación de los UAV según su despeje, Fuente: Propia.	20
Figura 1.2 UAV Tipo Ala Fija, Fuente: Tomada de [10].	22
Figura 2.1 Componentes de una aeronave Ala Fija, Fuente: Tomada de [12].	24
Figura 2.2 Partes de un Perfil Aerodinámico, Fuente: Tomada de [2].	27
Figura 2.3 Angulo de ataque, Fuente: Tomada de [15].	28
Figura 2.4 Sustentación de las Alas, Fuente: Tomada de [14].	29
Figura 2.5 Perfil Simétrico, Fuente: Tomada de [2].	29
Figura 2.6 Perfil Asimétrico, Fuente: Tomada de [2].	30
Figura 2.7 Ejes de posición y rotación de la Aeronave, Fuente: Tomada de [2].	32
Figura 2.8 Movimiento rotacional Roll, Fuente: Propia.	33
Figura 2.9 Movimiento rotacional Pitch, Fuente: Propia.	33
Figura 2.10 Movimiento rotacional Yaw, Fuente: Propia.	33
Figura 2.11 Angulo de ataque y Angulo de deslizamiento, Tomada de [12].	34
Figura 2.12 Angulo de Incidencia, Tomada de [16].	35
Figura 2.13 Angulo Diedro, Tomada de [16].	36
Figura 2.14 Fuerzas que actúan sobre un Avión, Fuente: Tomada de [17].	38
Figura 2.15 Centro de presión de un perfil, Fuente: Tomada de [16].	39
Figura 2.16 Diagrama Resistencia Total, Fuente: Tomada de [16].	42
Figura 2.17 Fuerza de Empuje, Fuente: Tomada de [19].	43
Figura 2.18 Dirección y sentido del peso, Fuente: Tomada de [19].	44
Figura 2.19 Momento del perfil simétrico con ángulo de ataque positivo, Fuente: Tomada de [16].	46
Figura 2.20 Momento del perfil asimétrico con ángulo de ataque nulo y positivo, Fuente: Tomada de [16].	46
Figura 3.1 Sistema general del UAV tipo ala Fija, Fuente: Propia.	50
Figura 3.2 Diagrama de lazo abierto para modelo Dinámico de Vuelo, Fuente: Propia. ...	51
Figura 3.3 Sistema de Coordenadas Ala Zagi, Fuente: Propia.	52
Figura 3.4 Ángulos de ataque y deslizamiento del Ala Zagi, Fuente: Propia.	54

Figura 3.5 Sistema de coordenadas del marco inercial con respecto a ejes del cuerpo, Fuente: Tomada de [22].	55
Figura 3.6 Movimiento de los ejes del vehículo por los ángulos de Euler, Fuente: Tomada de [23].	59
Figura 3.7 Momento angular en el ala Zagi, Fuente: Propia.	62
Figura 3.8 Plantilla Perfil Naca MH 45, Fuente: Propia.	68
Figura 3.9 Diseño CAD Perfil Aerodinámico MH – 45, Fuente: Propia.	68
Figura 3.10 Pantalla Inicial del XFLR5.	69
Figura 3.11 Diseño Perfil NACA MH45 en XFLR5, Fuente: Propia.	70
Figura 3.12 Configuración Números de Reynolds, Fuente: Propia.	71
Figura 3.13 Coeficiente Arrastre Cd vs Coeficiente sustentación Cl, Fuente: Propia.	72
Figura 3.14 Coeficiente Sustentación vs Angulo de ataque, Fuente: Propia.	72
Figura 3.15 Angulo de Ataque vs Coeficiente picada o cabeceo, Fuente: Propia.	73
Figura 3.16 Coeficiente arrastre Cd – coeficiente Sustentación Cl vs Angulo de ataque, Fuente: Propia.	73
Figura 3.17 Estrechamiento del Ala Zagi, Fuente: Propia.	76
Figura 3.18 Centro de Gravedad del Ala Zagi, Fuente: Propia.	78
Figura 3.19 Distribución de peso a partir de CG, Fuente: Propia.	78
Figura 3.20 Medidas milimétricas del Ala Zagi, Fuente: Propia.	82
Figura 3.21 Diseño CAD del Ala Zagi, Fuente: Propia.	82
Figura 3.22 Diseño de estabilizadores Verticales, Fuente: Propia.	83
Figura 3.23 Diseño Xflr5 Ala Zagi, Fuente: Propia.	84
Figura 3.24 Diagrama de lazo abierto del motor para propulsión del UAV, Fuente: Propia.	85
Figura 3.25 Conexión motor Brushless, Fuente: Datasheet D2826.	86
Figura 3.26 Dimensiones Motor BRushless, Fuente: Datasheet D2826.	87
Figura 3.27 Diagrama de lazo abierto para servomotor, Fuente Propia.	88
Figura 3.28 Micro servomotor de 9 gr, Fuente: Datasheet HX T900.	89
Figura 3.29 Diagrama de Lazo Abierto del speed control, Fuente: Propia.	90
Figura 3.30 Circuito Electrónico Speed Control, Fuente: Tomada de [29].	92
Figura 3.31 Diagrama de lazo abierto de proceso Batería Lipo, Fuente: Propia.	93

Figura 3.32 Circuito Eléctrico de la Batería Lipo, Fuente: Propia.	94
Figura 3.33 Esquema general de las capas de la batería Lipo	95
Figura 3.34 Diagrama de lazo abierto Receptor, Fuente: Propia.	95
Figura 3.35 Conexión Receptor TGY – IA6, Fuente: Propia.	96
Figura 3.36 Esquema de conexión Transmisor TS 832, Fuente: Propia.....	97
Figura 3.37 Esquema de Conexión Receptor RC 832, Fuente: Datasheet.	98
Figura 3.38 Diagrama de lazo abierto para radiocontrol, Fuente: Propia.....	101
Figura 3.39 Diagrama de lazo abierto de proceso general del proyecto, Fuente: Propia.	102
Figura 3.40 Diagrama conexión circuito general del UAV, Fuente: Propia.....	102
Figura 4.1 Diagrama de corte de lámina de icopor, Fuente: Propia.....	104
Figura 4.2 Perfil alar MH45, fuente: Propia.	104
Figura 4.3 Plantilla en triplex para la unión de las dos semi alas, Fuente: Propia.....	105
Figura 4.4 Plantilla en triples en el extremo y final para su respectivo corte, Fuente: Propia.	105
Figura 4.5 Semi alas lista para su respectiva unión, Fuente: propia.....	106
Figura 4.6 Corte de madera para exoesqueleto del ala, Fuente: Propia.....	106
Figura 4.7 Unión de las semi alas, Fuente: Propia.	107
Figura 4.8 Ensamblaje de exoesqueleto del prototipo, Fuente: Propia.	107
Figura 4.9 Prototipo con corte de semi rectángulo para hélice, Fuente: Propia.	108
Figura 4.10 Figura del prototipo en la parte superior con su respectivo vinilo para su visualización, Fuente: Propia.....	108
Figura 4.11 Figura del prototipo de la parte inferior con su respectivo vinilo para su visualización, Fuente: Propia.....	109
Figura 4.12 Figura del prototipo con los alerones en cada semi ala, Fuente: Propia.	109
Figura 4.13 Figura de los “cuernos” instalados en el prototipo, Fuente: Propia.....	110
Figura 4.14 Figura de varilla utilizada para darle el movimiento desde servomotor Fuente: Propia.	110
Figura 4.15 Instalación de la varilla con el servomotor para su pertinente movimiento, Fuente: propia.....	110
Figura 4.16 Bancada del sistema de propulsión, Fuente: Propia.	111

Figura 4.17 Elementos electrónicos situados en la cuerda del prototipo, Fuente: Propia.	111
Figura 4.18 Prototipo final del sistema UAV tipo ala Zagi, Fuente: Propia.	112
Figura 5.1 Prueba con motor brushless, Fuente: Propia.	114
Figura 5.2 Prueba de corriente de Speed Control, Fuente: Propia.	114
Figura 5.3 Prueba de recepción y envío de señal del receptor, Fuente: Propia.	115
Figura 5.4 Prueba de peso y presión de servomotores, Fuente: Propia	115
Figura 5.5 Prueba de alimentación por medio de batería, Fuente: Propia.....	116
Figura 5.6 Ubicación de la finca Santa Ana – Cajete, fuente: Google Maps,	118
Figura 5.7 Plan de vuelo, Fuente: Propia.	119
Figura 5.8 Imágenes de la propiedad toma 1, Fuente: Propia.....	119
Figura 5.9 Imágenes de la propiedad toma 2, Fuente: Propia.....	120

RESUMEN

En el presente trabajo se realizó el diseño e implementación de un sistema aéreo no tripulado tipo ala fija (UAV, *unmanned aircraft vehicle*) para la empresa VALENCIA SECURITY L.T.D.A, con el objetivo de brindar una herramienta tecnológica capaz de explorar y vigilar sectores rurales de la ciudad de Popayán.

Este documento muestra el diseño y fabricación de un prototipo aéreo capaz de realizar respectivos vuelos en áreas de una hectárea para inspeccionar y monitorear desde el aire bienes privados como terrenos de agricultura, ganadería, fincas y parcelas a través de un sistema electrónico y de comunicaciones. El documento abarca una descripción acerca del concepto de los sistemas aéreos no tripulados, tipos y clasificaciones, además se hace una descripción detallada del desarrollo de la estructura partiendo de un diseño CAD, implementación y validación del equipo.

Palabras Claves: Sistema UAV, tecnológica, inspeccionar, prototipo, equipo, electrónico, implementación.

ABSTRACT

In this paper the design and implementation of an unmanned aerial system wing fixed type (UAV, *unmanned aircraft vehicle*) for the company VALENCIA SECURITY L.T.D.A. was held with the aim of providing a technological tool to explore and monitor rural sectors city of Popayan.

This paper shows the design and manufacture of an aircraft prototype able to perform respective flights in areas of one hectare to inspect and monitor from private goods air as land agriculture, livestock, farms and plots through an electronic system and communications. The document includes a description about the concept of air and classifications unmanned systems, types, plus a detailed description of the development of the structure starting from a CAD design, implementation and validation of your equipment.

INTRODUCCION

La vigilancia en los sectores rurales del municipio de Popayán - Cauca surge de la inseguridad que se lleva a cabo en estos territorios por parte de individuos o insurgentes que buscan sacar provecho de bienes ajenos, por medio de hurto y actos delictivos. Es por eso que en este documento se expone el diseño e implementación de un prototipo aéreo no tripulado tipo ala fija de inspección y vigilancia aérea para la empresa VALENCIA SECURITY L.T.D.A, con el objetivo de brindar una herramienta tecnológica mediante la construcción de un sistema físico que brinde ayuda a la comunidad rural en cuestiones de inseguridad en sus propiedades privadas como fincas, parcelas, terrenos productivos agrícolas, ganadería etc.

El documento se encuentra dividido en cinco capítulos que describen el proceso que se lleva a cabo para realizar el respectivo diseño e implementación del sistema aéreo no tripulado tipo ala Fija, que serán mencionados a continuación:

En el capítulo 1, se describe el concepto fundamental de sistemas aéreos no tripulados, reseña histórica, aplicaciones y clasificaciones de estos vehículos aéreos.

En el capítulo 2, se describe los fundamentos más importantes para el desarrollo y diseño del sistema aéreo no tripulado, como los principales conceptos que rigen una aeronave tipo ala fija, perfiles, parámetros aerodinámicos y sistemas de referencia de los sistemas aéreos en general.

En el capítulo 3, corresponde al diseño electromecánico del sistema, se describe de forma básica las ecuaciones de movimiento de la aeronave a utilizar (ALA ZAGI) para determinar el respectivo modelo dinámico de vuelo, posteriormente se detalla paso a paso la obtención de parámetros aerodinámicos del perfil alar MH45 para realizar el diseño CAD estructural del sistema aéreo no tripulado tipo ala fija.

En el capítulo 4, se presenta una descripción detallada de la implementación estructural a partir de una serie de pasos de acuerdo al diseño estructural del Ala Zagi.

En el capítulo 5, se dan a conocer los resultados obtenidos durante el trayecto de vuelo mediante imágenes y videos aéreos en la zona rural santa Ana – Cajete, para inspección y monitoreo aéreo de un terreno privado. Además resultados de los sistemas mecánicos y eléctricos del vehículo aéreo diseñado e implementado para la empresa Valencia Security L.T.D.A.

1. VEHICULOS AÉREOS NO TRIPULADOS

En este capítulo se abarcan algunos conceptos fundamentales de forma breve y clara sobre los sistemas aéreos no tripulados tipo ala fija, empezando con una pequeña reseña histórica y finalizando con las aplicaciones y clasificaciones de los diferentes tipos de vehículos aéreos no tripulados que existen en la actualidad.

1.1 DEFINICIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

Por definición, los sistemas o vehículos aéreos no tripulados son conocidos técnicamente como UAV (*unmanned aircraft vehicle*); que están diseñados para volar sin necesidad de un piloto humano, el vuelo de estas máquinas normalmente son controladas por un centro de mando en tierra, donde pueden transmitir instrucciones de vuelo de manera remota o pueden ser controladas de manera autónoma por un controlador altamente programado para una función determinada [1].

Es por eso que los vehículos aéreos no tripulados son considerados actualmente como una herramienta tecnológica capaz de desempeñarse en diferentes áreas como vigilancia aérea, cartografía, agricultura, reconocimiento, búsqueda y rescate entre otras; ya que son diseñadas para sobrevolar y realizar trayectorias de vuelo en espacios aéreos, con el propósito de recolectar y transmitir información en tiempo real [1].

Por otra parte, los UAV han impulsado una investigación muy progresiva a través del tiempo, ya que los estudios tecnológicos y necesidades de la humanidad, hacen que este tipo de “robots aéreos” sean capaces de volar sin necesidad de un piloto a bordo, y puedan ser controladas remotamente por un sistema altamente autónomo; con el fin de realizar misiones aéreas en zonas determinadas [2].

1.2 RESEÑA HISTORICA

Los vehículos aéreos no tripulados se han venido perfeccionando desde los años de 1917 por la segunda guerra mundial, donde nace la idea de reducir el tamaño

de las aeronaves, con el fin de eliminar el puesto y mando de un piloto humano; creando diversos modelos dinámicos de aeronaves radio controladas para ser utilizadas como blanco aéreos y obtener datos de inteligencia, así consiguiendo como resultado las primeras generaciones de vehículos aéreos no tripulados; que fueron creadas inicialmente para mejorar la supervisión y vigilancia de tropas militares en diferentes campos de concentración; facilitando tareas como localizar plataformas de lanzamiento de misiles, campamentos, invasiones de terrenos, etc. [2]

De hecho, cuando se intensificó el uso de los UAV gracias al progreso de la tecnología de comunicaciones, los países como Israel y Estados Unidos se motivaron a que en los años 70 desarrollaran sus propios prototipos para utilizarlos como vehículos de reconocimiento, y por primera vez como señuelos de guerra; desde entonces, son los pioneros de alto nivel que adquieren la capacidad de crear e innovar sistemas aéreos no tripulados [3].

En realidad, desde hace algunas décadas estas aeronaves no tripuladas siempre han sido motivo de interés, en particular en el ámbito militar, ya que hacen parte del desarrollo tecnológico y aplicaciones potenciales en el siglo XX y XXI. Por este motivo, estos sistemas permiten el desarrollo de grandes experimentos, debido al descubrimiento de operaciones comerciales y civiles para uso profesional [3].

1.3 APLICACIONES DE LOS UAV

Los vehículos aéreos no tripulados UAV, han desarrollado una evolución en los últimos años, gracias a su gran capacidad de vuelo y estabilidad, contribuyéndose como una herramienta tecnológica de mayor alcance para realizar tareas en el aire, en diferentes campos y sectores productivos de la sociedad, puesto que estos sistemas son 100% autónomos en algunos casos, o también pueden ser manejados remotamente por un radio control que a través de un centro de mando en tierra, emite información para controlar y manipular la aeronave. A

continuación se nombran las aplicaciones más utilizadas frecuentemente en la sociedad para usar sistemas aéreos no tripulados.

1.1.1 APLICACIÓN MILITAR

En el campo militar, existen cuerpos especiales como las fuerzas armadas aéreas que tienen como obligación del estado proteger el espacio aéreo de la nación, de tal manera que los pilotos y tripulaciones están expuestas a un riesgo muy alto, ya que pueden ser atacados desde cualquier lugar, por este motivo los UAV logran un papel muy importante en esta época de revolución tecnológica, gracias a que pueden volar sin tripulación humana con el fin de evitar grandes daños catastróficos como accidentes aéreos, muerte de pilotos, fallas técnicas, etc.

Los avances tecnológicos ayudan ampliar el rango de aplicaciones en el campo militar, gracias a sensores avanzados que se incorporan al sistema para realizar tareas de inteligencia, vigilancia aérea, reconocimiento de campos, localización de blancos, repetidores de comunicaciones, o en su mayor auge, armas de ataque donde las dimensiones del sistema permitan soportar su peso y funcionalidad de la misma [4].

1.1.2 APLICACIÓN APOYO A DESASTRES

Este sector, tiene una de las mayores ventajas por su gran alcance, bajo costo y seguridad que brinda cuando se presenta un desastre natural; una de las mayores preocupaciones es poder actuar en horas de la noche, estos sistemas pueden operar de forma eficaz en plena oscuridad, transmitiendo imágenes, videos y datos en tiempo real a sus dispositivos ubicados en tierra [5].

Por esta razón, se le pueden equipar cámaras de alto nivel tecnológico para detectar señales térmicas de cuerpos y marcar la ubicación de personas que se encuentren en situaciones críticas por desastres como terremotos, tsunamis, incendios, etc. [5]

Por otra parte estos vehículos aéreos no tripulados pueden ser aplicados en actividades relacionadas contra incendios forestales, ya que son de gran utilidad para la obtención de mapas de riesgo, estrés hídrico de vegetación de la zona afectada; también se pueden emplear para actividades de post y pre – incendios como supervisión de cenizas, estimación de daños y área quemada mediante monitoreo y envío de mapas de alta resolución del terreno [6].

1.1.3 APLICACIONES EN INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA

A través del tiempo estos sistemas han evolucionado tecnológicamente y aplicativamente en el campo de la investigación científica, ya que son utilizados como herramientas altamente sofisticadas para realizar estudios del medio ambiente y terrenos inalcanzables para el ser humano.

En este sector, los sistemas UAV son de gran importancia por su capacidad de recolección de variables como temperaturas, humedad y precipitaciones del aire donde la humanidad frecuentemente realiza actividades de producción de alimentos, infraestructura y estudios de suelos como el hielo y la tierra; de tal manera que han sido fuente de interés para obtener tipo de variables meteorológicas que afectan el medio ambiente como el descongelamiento de polos, sequias, efecto invernadero, etc. [7]

1.1.4 APLICACIONES EN VIGILANCIA AÉREA

Los vehículos aéreos no tripulados son frecuentemente utilizados y empleados para vigilancia, son diseñados especialmente para realizar inspecciones aéreas a través de la filmografía por medio de cámaras de video altamente avanzadas, con el fin de capturar y transmitir imágenes en tiempo real para ser procesadas y verificadas en la estación base [8].

Son capaces de adquirir imágenes en un espectro visible o infrarrojo para procesamiento manual o automático de tareas como monitoreo y búsqueda de

individuos, interés en múltiples campos como detección y control de misiones de rescate, supervisión de puertos, tráfico de drogas etc. [9]

1.4 CLASIFICACION DE LOS UAV

En la actualidad los diferentes métodos de clasificación de vehículos aéreos no tripulados provienen de la necesidad de desarrollar nuevas aeronaves capaces de mejorar de forma fiable y segura el servicio aéreo; como el tipo de ala, despegue, alcance, velocidad, altitud y autonomía; además se construyen de acuerdo a sus necesidades de capacidad de vuelo, carga y tipo de misión; en la siguiente Figura se representa la clasificación de los UAV.

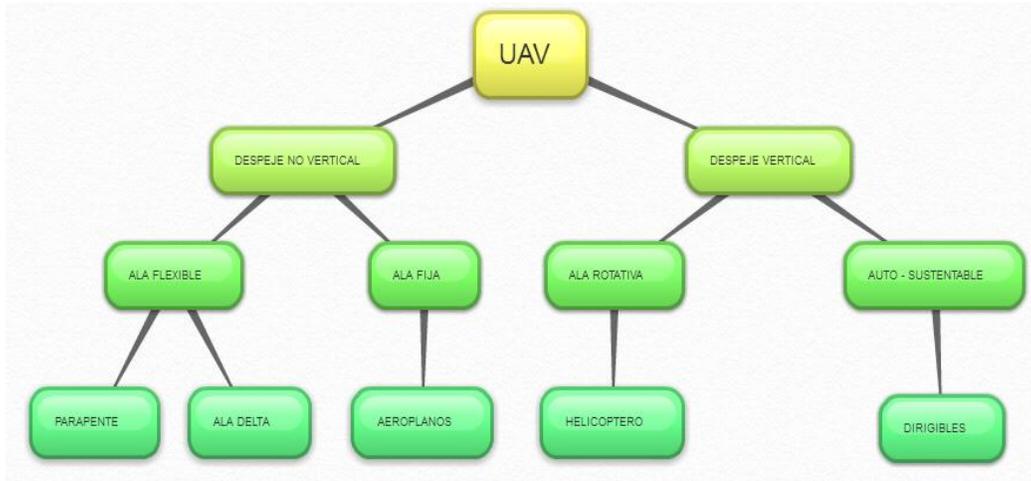


Figura 1.1 Clasificación de los UAV según su despegue, Fuente: Propia.

1.1.5 DESPEJE VERTICAL

Según su arranque, estos sistemas se pueden clasificar como despegue vertical cuando el vehículo aéreo no necesita de un impulso o pista para poder volar, como por ejemplo los helicópteros y drones de 4 hélices en adelante; se caracterizan por su tipo de ala rotativa ubicada en la parte superior de la aeronave, con el fin de girar sobre su eje para obtener una mayor fuerza y estabilidad de vuelo ; además, en esta misma clasificación de UAV, se pueden encontrar otro

tipos de vehículos sustentables o dirigibles como los globos aerostáticos, entre otros [10].

1.1.6 UAV TIPO ALA ROTATORIA

Dentro de esta categoría, el UAV de ala rotativa se caracteriza por su capacidad de despegue y aterrizaje vertical, ya que hace posible su desplazamiento sin necesidad de espacios para pistas o tener que cargar diferentes medios de despegue y aterrizaje, a través de una hélice movida por un motor, permite elevarse y descender verticalmente el sistema para ser utilizado en actividades como reconocimiento, rescate, seguimiento e inteligencia militar; sin embargo tienen algunos inconvenientes como la autonomía, velocidad y eficiencia, debido a la gran cantidad de energía necesaria para mantenerlos estables en el aire [11].

Al mismo tiempo existen diferentes tipos UAV de ala rotativa como los multicópteros que son aeronaves de despegue vertical que utilizan múltiples motores y hélices para conseguir empuje y maniobrabilidad, también conocidos por el número de motores, (tres, cuatro, seis, ocho, doce...) como tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros, octocópteros, etc. [11]

1.1.7 DESPEJE NO VERTICAL

En el despeje no vertical se utilizan vehículos aéreos no tripulados que requieran de una pista o propulsión horizontal para poder despegar e igualmente aterrizar, de tal manera que son desarrollados y clasificados por el tipo de configuración, forma y tamaño del ala, conocidos en el área de los UAV como ala fija, frecuentemente son las más comunes para realizar actividades en el campo de la aeronáutica, aplicados en aeroplanos y en alas flexibles como parapentes o alas delta [10].

1.1.8 UAV TIPO ALA FIJA

Dentro de este tipo de aeronaves, los aeroplanos son los más utilizados para su aplicación como UAV, porque son fácilmente adaptadas para controlar en el aire por sus alas, cuya sustentación y avance son consecuencia de la acción de uno a varios motores.

Fue en este tipo de aeronaves donde se comenzó a experimentar con la posibilidad de controlarlos sin un piloto embarcado, ya que estos UAVs tienen una gran variedad de aplicaciones en misiones de inteligencia, reconocimiento y ataque, debido a su superioridad en términos de autonomía, alcance, velocidades y capacidad de carga; por otro lado, para conseguir todas estas ventajas; el tamaño de estas aeronaves deben ser mucho mayor, ya que para el despegue y aterrizaje se hace necesario disponer de una pista o de un sistema de ascenso, como puede ser una catapulta neumática ,sistemas de propulsión etc. Para el descenso requieren de trenes de aterrizaje, paracaídas entre otros [11].



Figura 1.2 UAV Tipo Ala Fija, Fuente: Tomada de [10].

2. AERODINÁMICA

En este capítulo se abarcan los fundamentos aerodinámicos más importantes para el desarrollo del proyecto de investigación, con el objetivo de facilitar el diseño y la implementación de la superficie alar tipo ala fija; se detallaran a continuación los principales conceptos aerodinámicos bajo los cuales se rige el comportamiento de una aeronave tipo ala fija a través del aire, como la descripción de los sistemas de referencia a utilizar y los parámetros aerodinámicos empleados en secciones posteriores del documento.

2.1 PRINCIPALES CONCEPTOS AERODINÁMICOS

Al pensar en el diseño estructural de la aeronave, se deben considerar conceptos y parámetros aerodinámicos, los cuales varían de acuerdo a la aplicación, tamaño, forma, peso y velocidad del vehículo; el sistema mecánico del UAV se basa a partir de la aerodinámica del cuerpo cuando existe un movimiento y desplazamiento a través del aire [2]. Por lo tanto a continuación se mencionaran los principales conceptos aerodinámicos correspondientes a la primera fase de la metodología propuesta.

2.1.1 COMPONENTES DE UNA AERONAVE ALA FIJA

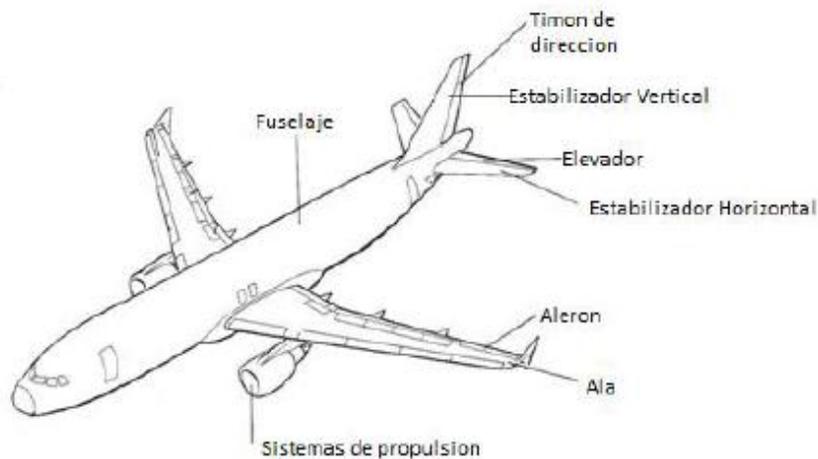


Figura 2.1 Componentes de una aeronave Ala Fija, Fuente: Tomada de [12].

Una aeronave ala fija es capaz de mantenerse en vuelo por acción de sistemas de propulsión y sustentación independientes, en la figura anterior se observa una aeronave de ala fija con las partes más importantes descritas a continuación:

2.1.1.1 Fuselaje

Corresponde a la sección principal de la aeronave encargada de soportar y albergar gran parte de la carga a ser transportada, es la estructura que está unida a todos los demás componentes, es decir, es la unidad que sirve para unir las alas, planos de cola, tren de aterrizaje, motores de propulsión e instrumentación electrónica; su forma varía de acuerdo a la aplicación para la cual va a ser diseñado el avión [2], [13].

2.1.1.2 Estabilizador Horizontal

Cada movimiento de la aeronave es provocada y controlada por una superficie específica que está destinada a mejorar el rendimiento de la aeronave distribuidas en dos zonas del fuselaje del avión; en la cola se sitúa una superficie horizontal conocido como estabilizador horizontal o plano horizontal de la cola, la cual tiene por objetivo compensar los efectos de picado (morro hacia abajo) y encabritado

(morro hacia arriba) de la aeronave, sobre esta se encuentra la superficie de control denominado **Elevador**, encargado de controlar el movimiento sobre el eje transversal de la aeronave que serán explicados en otro ítem de los principales conceptos aerodinámicos de una aeronave de ala fija [14].

2.1.1.3 Estabilizador Vertical

Uno de los planos de la cola proporciona estabilidad y el control de la aeronave donde se encuentra una superficie montada verticalmente conocido como estabilizador vertical o ubicada en la zona posterior de la aeronave, diseñada con el fin de contrarrestar los efectos de yaw o giñada (giros sobre el eje Z) que serán explicados más adelante, además, en este elemento se sitúa la superficie de control denominada **Timón de Dirección** encargada de controlar movimientos sobre el eje vertical de la aeronave [14], [12].

2.1.1.4 Alerones

Forman parte de las principales superficies de control, ubicadas a los extremos de cada semi - ala, provocan y controlan el desplazamiento o balanceo del avión, estos son manejados por el volantín o maniobro de mando, donde cada alerón se desplaza en forma opuesta al otro, es decir, si el volantín de mando se lleva hacia la izquierda, el alerón de la semi - ala izquierda se inclinara hacia arriba mientras que el derecho lo hará hacia abajo [14].

2.1.1.5 Sistema de Propulsión

Un avión para volar necesita una fuerza de empuje para vencer la resistencia del aire, este empuje es obtenido a través de la planta de energía o conocido técnicamente como el sistema de propulsión, consta de motores encargados de proporcionar la potencia necesaria para mantener el avión en vuelo y nivelado a una velocidad determinada, sin embargo, hay muchos tipos diferentes de motores de aviación, incluyendo: pistón, turbohélice, turborreactor o turboventilador [13], [14].

2.1.1.6 Ala

En aerodinámica se denomina ala; a las superficies de sustentación más importante de la aeronave, compuesto de perfiles aerodinámicos capaces de generar una diferencia de presiones al desplazarse por el aire permitiendo que la aeronave vuele; su forma depende de la finalidad de construcción y aplicación del avión [12].

Una vez conocido la definición de los principales componentes de una aeronave ala fija, se procede a dar una breve explicación de cómo influye cada uno de ellos en el control, estabilidad y vuelo de una aeronave ala fija.

2.1.2 PERFIL AERODINÁMICO

Para el desarrollo de este proyecto con el fin de diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado tipo ala fija es de mayor importancia explicar la definición, clasificación, tipos y parámetros que influyen en un perfil aerodinámico para que la aeronave vuele.

Un **perfil aerodinámico** es una superficie de forma plana que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones en el ala, permitiendo volar en el aire [2]. Las partes más importantes de un perfil aerodinámico son los siguientes:

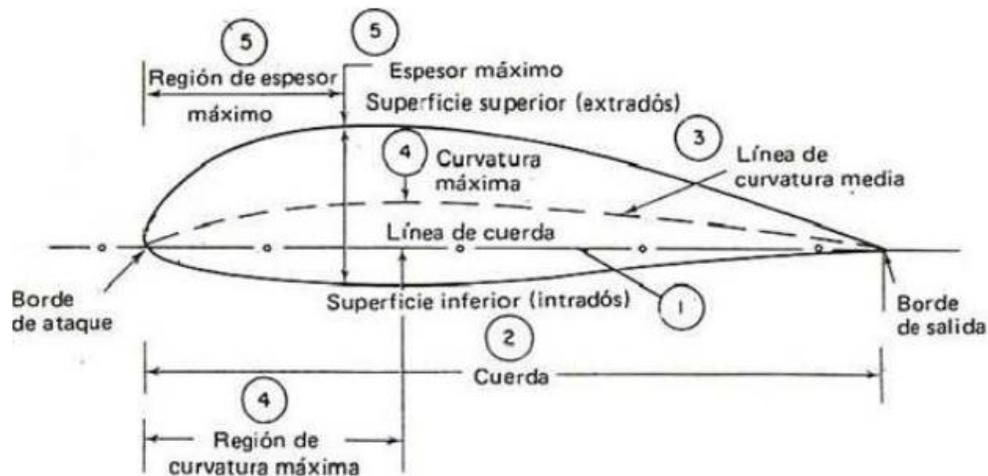


Figura 2.2 Partes de un Perfil Aerodinámico, Fuente: Tomada de [2].

Según [2], [14] y [15] definen los términos utilizados en la descripción de un perfil de la figura 2.2 de la siguiente manera:

1) Línea de Cuerda: Es la línea recta que une el borde de ataque o borde delantero del ala y el borde de fuga o borde de salida del perfil.

Borde de ataque: Es la parte delantera del perfil, es la parte del ala que primero entra en contacto con el flujo de aire (Viento relativo).

Borde de Salida o Fuga: Es la parte posterior del ala por donde sale el flujo de aire.

2) Cuerda: Es la longitud de la línea de cuerda, es decir, es la dimensión del perfil a lo largo del ala.

3) Línea de curvatura Media: Es la línea media entre la superficie superior también conocida como extradós y la superficie inferior conocida como intradós.

4) Curvatura Máxima: Es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda del perfil.

✓ **Región de curvatura máxima:** Es la distancia medida a partir del borde de ataque, en porcentaje de la cuerda del perfil, donde se encuentra la curvatura máxima del perfil.

5) **Espesor Máximo:** Es la distancia máxima entre la superficie superior e inferior (extradós e intradós).

✓ **Región de espesor máximo:** Es la distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada donde existe el espesor máximo del perfil.

Teniendo en cuenta los diferentes conceptos fundamentales y característicos de un perfil aerodinámico, se procede a realizar una breve explicación sobre el Radio de curvatura del borde de ataque del perfil, ángulo de ataque y viento relativo.

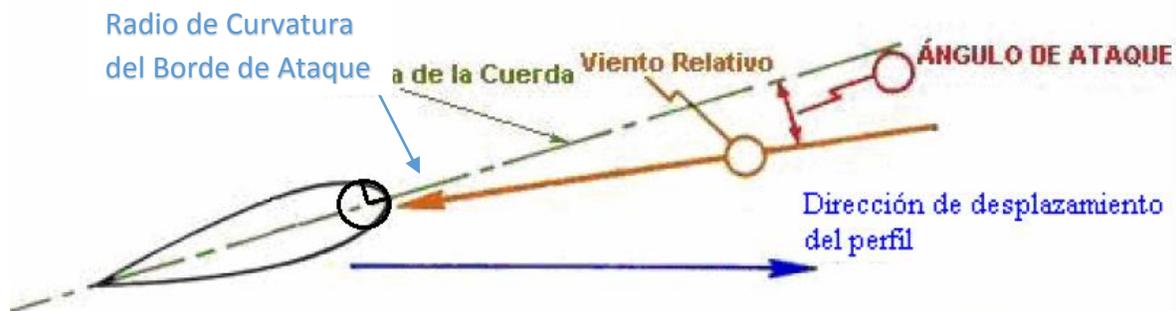


Figura 2.3 Ángulo de ataque, Fuente: Tomada de [15].

Según la imagen anterior tomada de [15], el **radio de curvatura del borde de ataque del perfil**, se define a través del radio de un círculo tangente al extradós e intradós, situado en el centro de la línea de cuerda y la línea de curvatura media de la parte delantera del perfil; además se observa que el **ángulo de ataque**, es el que existe entre la línea de cuerda y el sentido de la corriente de aire o viento relativo que se genera a través del desplazamiento del perfil.

Para poder entender este fenómeno, el autor [14], por medio de la teoría de Bernoulli explica porque un avión puede llegar a volar, la ley sostiene que la energía total de un fluido en movimiento se mantiene constante; dicho de otra manera, la relación entre la presión y la velocidad del fluido es constante, entonces al aumentar una, debería disminuir la otra. Por lo tanto cuando un avión empieza a sustentarse en el aire, es porque circula viento de frente a ella en

dirección paralela y opuesta en el borde de ataque del perfil, al chocar se dividirá en dos flujos, uno por el intradós que reducirá su velocidad y aumentará su presión, el otro fluirá por el extradós que aumentará su velocidad y disminuirá su presión generando una diferencia de presiones más alta en los intradós y menor en los extradós, dando como resultado una fuerza de abajo hacia arriba conocida como sustentación (S). En la Figura 2.4 se puede apreciar lo dicho anteriormente.

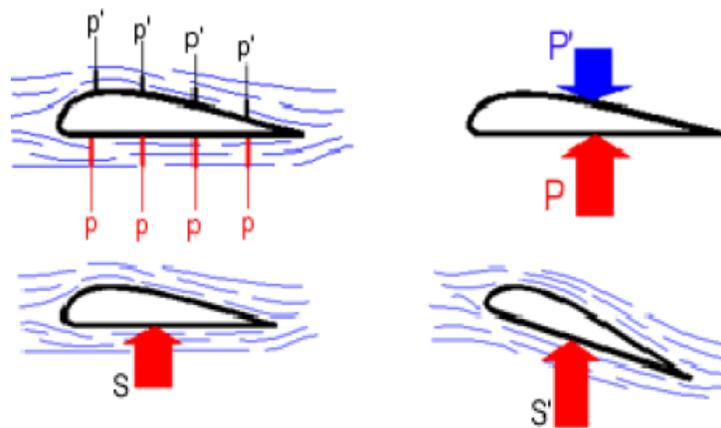


Figura 2.4 Sustentación de las Alas, Fuente: Tomada de [14].

2.1.3 TIPOS DE PERFILES AERODINÁMICOS

Por otra parte, los perfiles aerodinámicos se pueden dividir en dos grandes grupos según su geometría y configuración [2], [14]:

- **Simétricos:** Son aquellos en los cuales su superficie es igual a la inferior, tanto extradós como el intradós poseen la misma curvatura, siendo simétricos respecto a su cuerda y su construcción es sencilla. Estos perfiles son utilizados preferentemente para aviones acrobáticos (figura 2.5).



Figura 2.5 Perfil Simétrico, Fuente: Tomada de [2].

- **Asimétrico:** Denominados así por tener el extradós convexo y el intradós plano casi en su totalidad (figura 2.6). Es el tipo de perfil idóneo para ser utilizado en aviones entrenadores, en los que debe primar el vuelo estable y seguro, además este tipo de perfiles cuentan con una mayor sustentación en comparación con los perfiles simétricos.

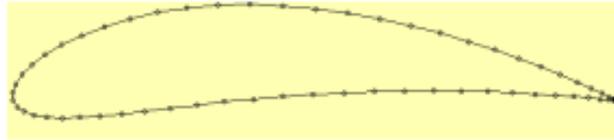


Figura 2.6 Perfil Asimétrico, Fuente: Tomada de [2].

2.1.4 CLASIFICACION DE PERFILES AERODINAMICOS

Todos los perfiles aerodinámicos cuentan con un número de serie llamado NACA (National Advisory Committee for Aeronautics – Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica), mediante el cual se pueden conocer los principales parámetros aerodinámicos bajo los cuales son diseñados el perfil [2].

Los perfiles NACA consisten en una base de datos con el fin de presentar las características geométricas y aerodinámicas referentes a cada perfil; su clasificación se realiza de acuerdo al número de dígitos y los más empleados frecuentemente en el diseño de perfiles son:

- **Serie NACA de 4 dígitos:** La NACA desarrollo la primera serie de cuatro dígitos, siendo la primera familia de superficies de sustentación más adecuada para el diseño de perfiles. El primer dígito especifica la combadura (curvatura) máxima (m) en porcentaje de la línea media o cuerda del perfil; el segundo indica la posición de curvatura máxima (p) en decimas de cuerda, y los dos últimos números indican el espesor máximo (t) de la superficie de sustentación en términos de porcentaje [2].

Por ejemplo, el perfil aerodinámico NACA empleado 6412, tiene una inclinación máxima del 6%, con una curvatura máxima de 4mm y un espesor máximo de 12%.

- **Serie NACA de 5 dígitos:** La serie NACA de 5 dígitos usa la misma distribución del espesor como la serie de cuatro dígitos pero la línea de curvatura media se define de diferente forma y la convención de la nomenclatura es un poco más complicada. El primer dígito, se multiplica por $3/2$, produciendo el coeficiente de levantamiento (c_l) en decimas; los siguientes dos dígitos se dividen entre 2 resultando la posición de curvatura máxima (p) en decimas de la cuerda, los dos últimos dígitos indican nuevamente el espesor máximo (t) en porcentaje de la cuerda [15].

Para entender lo escrito anteriormente, explicamos un ejemplo con el perfil NACA 23012, para obtener un coeficiente de sustentación de diseño (c_l), se multiplica (2) ($3/2$) obteniendo como resultado 3, pero como el resultado es en decimas el coeficiente de sustentación de diseño es 0,3. Su curvatura máxima (p), resulta de la división entre $30/2$ obteniendo una localización del 15% detrás del borde de ataque y finalmente tiene un espesor máximo (t) del 12%.

2.2 SISTEMA DE REFERENCIA Y COORDENADAS

En la formulación de problemas de dinámica de vuelo (estudio de la aerodinámica de aeronaves), se necesita introducir muchos sistemas de coordenadas para especificar la posición, orientación, velocidad, fuerzas y momentos actuando en la aeronave. Por lo tanto es necesario especificar un marco inercial de referencia ya que las leyes de Newton son válidas únicamente cuando la aceleración es medida con respecto a un marco inercial [12].

Continuando con la primera fase de la metodología de investigación del proyecto, se explica a continuación los ejes de translación y rotación de una aeronave tipo ala fija.

En todas las aeronaves se encuentran tres ejes fijos que se cortan en el centro de masa o centro de gravedad, sobre los cuales definen la orientación de la aeronave por la cantidad de rotación a lo largo de sus ejes principales (Figura 2.7) [2].

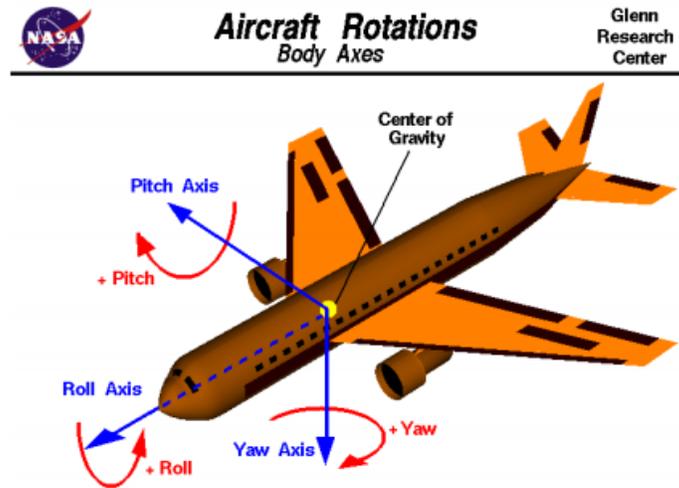


Figura 2.7 Ejes de posición y rotación de la Aeronave, Fuente: Tomada de [2].

En la figura 2.7 se pueden distinguir los dos tipos de desplazamiento, el traslacional indica la posición de la aeronave denotado por las líneas azules y el rotacional indica la orientación de la aeronave por las líneas de color rojo.

Las coordenadas generalizadas por cualquier aeronave sobre las cuales ella rotara son denominadas como eje longitudinal, eje transversal y eje vertical [2], [14], [12].

2.2.1 EJE LONGITUDINAL (X - ROLL)

El eje X o longitudinal se encuentra a lo largo de la línea central del avión, sobre este eje la nave rotara por acciones de los alerones ubicados en los extremos de las alas denominado **Roll** o **Alabeo**; este es un movimiento ascendente y descendente de las alas del avión causado por el cambio de posición de los alerones, es decir un extremo del perfil alar se elevara mientras que la otra descenderá.

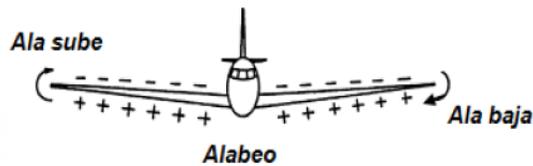


Figura 2.8 Movimiento rotacional Roll, Fuente: Propia.

2.2.2 EJE VERTICAL (Y - PITCH)

El eje Y o vertical, es perpendicular a la línea central del avión y se encuentra en el plano de las alas, el movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Y se llama **PITCH** o **CABECEO**; se produce por acción del timón de profundidad y por el cambio de posición del elevador, localizado en la parte trasera del estabilizador horizontal, ocasionando de esta forma el movimiento hacia arriba y hacia abajo de la nariz de la aeronave.

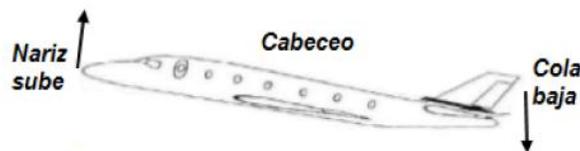


Figura 2.9 Movimiento rotacional Pitch, Fuente: Propia.

2.2.3 EJE TRANSVERSAL (Z - YAW)

El eje Z o transversal, es perpendicular al ala y se encuentra en el plano de la línea central del avión, el movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Z se le llama **Yaw** o **Guiñada**; es controlado por el timón de dirección y provoca la rotación de la nave a derecha o izquierda sobre el plano horizontal.

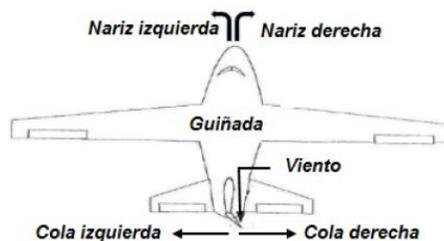


Figura 2.10 Movimiento rotacional Yaw, Fuente: Propia.

2.3 PARAMETROS AERODINAMICOS

Los parámetros aerodinámicos hacen referencia a los valores y coeficientes de vuelo de una aeronave cuando existe un desplazamiento y movimiento a través del aire, entre ellos encontramos diversos factores que influyen en el estudio y diseño de aeronaves, como el ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento, centro aerodinámico, centro de gravedad, centro de presión, diedros, numero de mach (M), y numero de Reynolds (R) que serán explicados detalladamente a continuación:

2.3.1 ANGULOS DE ATAQUE, INCIDENCIA Y DESLIZAMIENTO

Dos parámetros importantes en el estudio y diseño de aeronaves corresponden a los ángulos de ataque (α) y deslizamiento (β) correspondientes al ángulo formado entre el eje X (Longitudinal) de la aeronave y el viento relativo, y el ángulo formado por la diferencia entre el eje X de la aeronave y la dirección de vuelo; en la figura 2.11 se observan dichos ángulos [12].

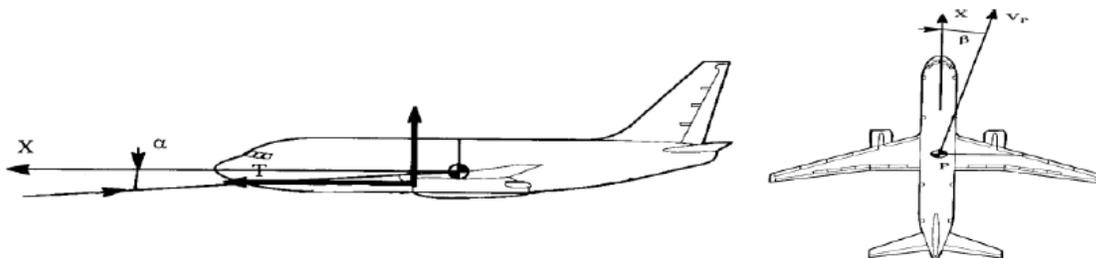


Figura 2.11 Angulo de ataque y Angulo de deslizamiento, Tomada de [12].

El **Angulo de Incidencia** es el ángulo calculado del ala respecto al fuselaje, es decir, el formado por la cuerda que se toma como referencia en el ala y la línea que se toma como referencia longitudinal en el avión (eje longitudinal) (Figura 2.7). El ángulo de incidencia se escoge de modo que la resistencia del avión sea mínima en alguna condición de vuelo, normalmente su valor suele estar entre 0 y 2° [16].

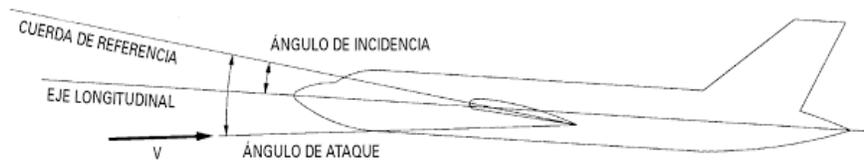


Figura 2.12 Angulo de Incidencia, Tomada de [16].

2.3.2 CENTRO AERODINAMICO

Se ha encontrado experimentalmente y teóricamente que si la fuerza aerodinámica (explicada en 2.4) se ubica a $\frac{1}{4}$ del borde principal del ala, la magnitud del momento aerodinámico permanece casi constante con el ángulo de ataque, por lo tanto en **Centro Aerodinámico** denotado por las siglas **CA**, es el punto donde el momento aerodinámico (resultado de aplicar una fuerza en algún punto de la aeronave) permanece constante. Para perfiles simétricos, el centro aerodinámico es cero independientemente del cambio del ángulo de ataque; mientras que para perfiles con curvatura en AC es diferente de cero y constante para perfiles delgados y asimétricos. En el caso de alas rectangulares el centro del ala es el mismo que su centro aerodinámico, pero para alas con diferentes configuraciones (triangular, trapezoidal, etc.) es necesario obtener un promedio de toda el ala para ubicar su centro aerodinámico [2].

2.3.3 CENTRO DE GRAVEDAD Y DE PRESION

El avión durante su vuelo puede realizar maniobras usando las superficies de control (elevador, timón y alerones, explicados en 2.1.1), las cuales modifican la posición del vehículo. Al ocurrir esto, el avión rota alrededor de un punto llamado **Centro de Gravedad** denotado por las siglas **CG**. En este punto se encuentra el promedio del peso total del avión, que por lo general se encuentra en un tercio del borde principal del ala; un aspecto que se debe tener presente es que el centro de gravedad afecta considerablemente el equilibrio del avión por lo cual debe estar correctamente ubicado [2].

El **Centro de Presión** denotado por las siglas **CP** es el punto resultante generado por la suma total de todas las presiones que se producen sobre la superficie del ala. Cuando un objeto se mueve a través de un fluido, la velocidad del fluido y la presión varía alrededor de la superficie del objeto, si se cuenta con un perfil asimétrico, el centro de presión se mueve a lo largo de una línea imaginaria en el ala dependiendo de la variación del ángulo de ataque, lo cual es detallado en la sección 2.4.1 del presente capítulo [2].

2.3.4 DIEDROS

Los diedros tienen como principal función mejorar la estabilidad de las aeronaves durante el vuelo; es decir, cuando la aeronave se encuentra en desplazamiento, las corrientes de aire chocan contra sus alas modificando la posición original de la aeronave. En estas situaciones los diedros proporcionan una mayor estabilidad a la aeronave para mantenerla en su posición original, por este motivo los diedros se encuentran ubicados en cada extremo del ala con cierta inclinación respecto al plano XY del avión [2]. Véase en la figura 2.13, el ángulo (Γ) o diedro se denomina de acuerdo a su inclinación sea positiva (dibedral – inclinación hacia arriba) o negativa (anbedral – inclinación hacia abajo), generalmente se define en la etapa de diseño y desarrollo de la aeronave dependiendo de la funcionalidad de la misma [16].

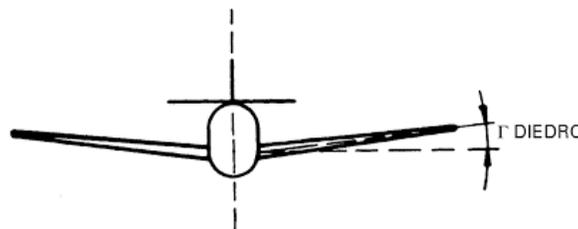


Figura 2.13 Angulo Diedro, Tomada de [16].

2.3.5 NUMERO DE MACH (M) Y DE REYNOLDS (RN)

En los aviones que vuelan a grandes velocidades, los fenómenos de compresibilidad del aire tienen gran importancia; es interesante expresar la velocidad en función del número de Mach ya que este sirve para evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire tienen o no mucha importancia, es decir, si son despreciables [16].

Se define el número de Mach como:

$$M = V/c \quad (2.1)$$

V = Velocidad de la corriente libre de aire (velocidad verdadera del avión).

c = Velocidad del sonido.

Los **Números de Reynolds**, denotados **RN** consisten en la relación entre las fuerzas de inercia y la viscosidad del flujo, es decir, es un parámetro adimensional, que combina los efectos de diversos fluidos (viscosidad) y diferentes velocidades para identificar el tipo de flujo entre laminar (flujo constante) o turbulento (flujo variable) los cuales ocurren a números de RN bajos y altos respectivamente [16].

Se define el Número de Reynolds de la siguiente manera:

$$RN = V \cdot l/v \quad \text{O bien} \quad RN = \rho \cdot V \cdot l/\mu \quad (2.2)$$

En donde:

V = Velocidad.

l = Distancia al borde de ataque.

v = Coeficiente cinemático de viscosidad.

μ = Coeficiente de viscosidad.

ρ = Densidad del aire.

A este número de Reynolds se le denomina porque es el que existe en un punto a una distancia (l) del borde de ataque de la superficie, si el RN es relativamente pequeño es laminar o flujo constante y si RN es relativamente grande la capa límite es turbulenta o flujo variable, por lo tanto la fricción interna del aire con la superficie alar origina los efectos de viscosidad, provocando que el número de Reynolds pueda ser interpretado como el cociente entre las fuerzas de inercia y las fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño o mayor [16].

Sin embargo, es necesario conocer y explicar a continuación otros parámetros importantes para el diseño de un sistema UAV tipo ala fija, como las principales Fuerzas aerodinámicas que ejerce un avión a través del aire.

2.4 FUERZAS AERODINAMICAS

Una fuerza se define técnicamente como una magnitud vectorial con una dirección y un sentido, sin embargo para poder desarrollar y entender en el próximo capítulo III relacionado con el modelo dinámico de vuelo del prototipo a realizar; es necesario estudiar las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la aeronave durante su despegue y vuelo.

De hecho, existen cuatro principales fuerzas que ejerce la aeronave en vuelo estable y recto, definidas como sustentación, peso, resistencia y empuje, representadas a continuación en la figura 2.14.

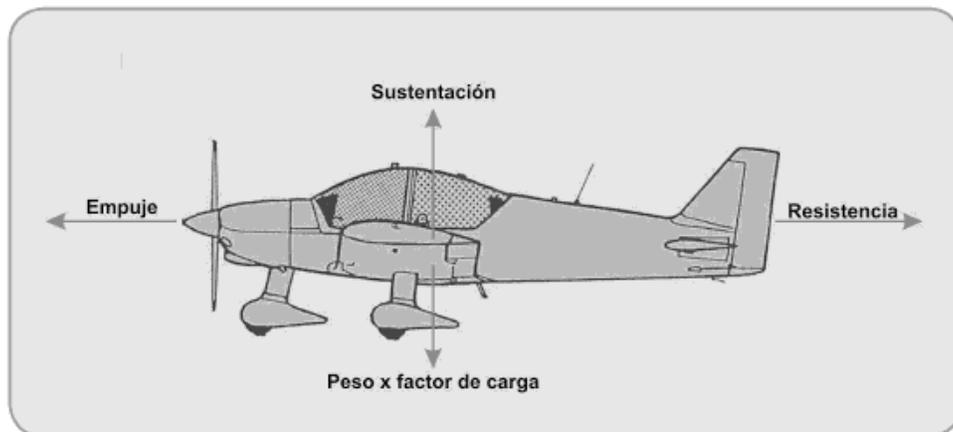


Figura 2.14 Fuerzas que actúan sobre un Avión, Fuente: Tomada de [17].

2.4.1 FUERZA DE SUSTENTACION – LIFT (L)

Es una fuerza aerodinámica generada por un objeto sólido que se mueve a través de un flujo; es decir, es la fuerza que sostiene al avión en el aire generado principalmente por el ala, esta fuerza es perpendicular a la dirección del aire y la magnitud del vector depende de varios factores como la forma, tamaño y velocidad de la aeronave [2].

Como hemos visto anteriormente en secciones anteriores, esta fuerza aerodinámica es originada en las alas permitiendo que la aeronave vuele por consecuencia de una diferencia de presiones, de tal manera que si la velocidad incrementa, se produce un aumento de la presión dinámica en el extradós y una disminución en el intradós, resultando una distribución de presiones que provocan que el avión sea dirigido hacia arriba; ver en (Figura 2.4) [18].

Sin embargo, el punto donde se puede considerar aplicada esta fuerza resultante de la sustentación es denominado **centro de presión (CP)**; generado por la suma total de presiones que se producen sobre la superficie del ala (**Presión dinámica**); ya que si aumenta el Angulo de ataque, la distribución de presiones cambia de la forma como indica la (Figura 2.15) [16].

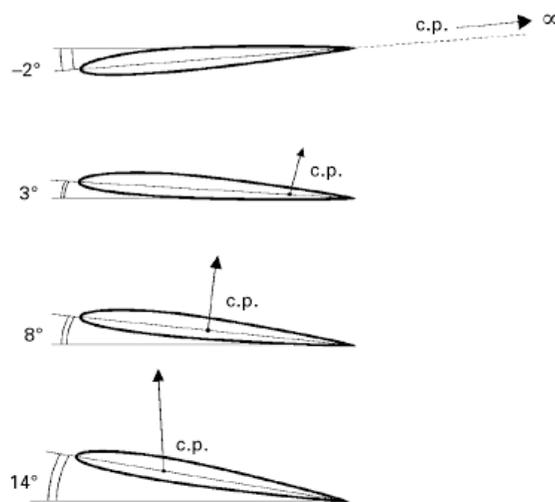


Figura 2.15 Centro de presión de un perfil, Fuente: Tomada de [16].

En la figura 2.3.1.1 se representa el desplazamiento del centro de presiones a lo largo de una línea imaginaria del ala, dependiendo de la variación del Angulo de ataque; si el ángulo se incrementa, el centro de presión se mueve hacia adelante provocando una mayor sustentación; si el ángulo disminuye el centro de presión se mueve hacia atrás reduciendo la sustentación del perfil [18].

En definitiva, según [18] y [16] la Fuerza de sustentación viene dada por la fórmula:

$$L = CL \cdot q \cdot S \quad (2.3)$$

En donde:

L = Fuerza de Sustentación Total.

CL = Coeficiente de sustentación.

S = Superficie de las alas.

$q = \frac{1}{2} \rho V^2$ (Presión dinámica).

ρ = Densidad del aire.

V = Velocidad.

Donde el **coeficiente de sustentación (CL)**, corresponde a un parámetro adimensional que representa matemáticamente el aporte a la sustentación de cada aeronave para diferentes condiciones de vuelo y depende solamente del ángulo de ataque.

La **superficie alar (S)**, corresponde a una medida del ala entre la parte superior e inferior del ala (extradós e intradós) conocido aerodinámicamente como el espesor máximo del perfil alar explicado anteriormente en 2.1.2.

Y finalmente la **presión dinámica (q)**, está dada por la densidad del aire donde se mueve el avión, de tal modo que la presión influye en la superficie del ala cuando aumenta o reduce la velocidad el avión.

2.4.2 FUERZA DE ARRASTRE – DRAG (D)

El arrastre (Drag) es la fuerza aerodinámica generada por la resistencia que opone el aire al movimiento del avión, repercute directamente en la fuerza resultante aerodinámica y es de sentido opuesto a la fuerza de empuje; al igual que en la fuerza de sustentación, hay varios factores que afectan la magnitud de la fuerza de arrastre incluyendo la viscosidad del aire, la velocidad, número de Mach (M), número de Reynolds (R), Ángulo de ataque (α), presión dinámica y configuración o forma del avión [2], [12], [14]. Los cuales son detallados en 2.3.

Esta fuerza de arrastre (D) que se opone al movimiento de la aeronave varían con la velocidad, densidad, ángulo de ataque y coeficiente de resistencia (C_D) correspondiente a un parámetro adimensional que representa la cantidad de resistencia sobre la aeronave y es posible hallarlo a partir de gráficas o ecuaciones como [12], [16]:

$$C_D = D / (q \cdot S) \quad [3]$$

Despejando **D** obtenemos la Fuerza de resistencia total:

$$D = C_D \cdot q \cdot S \quad [4]$$

Donde (q) es la presión dinámica, (S) la superficie alar y (D) la fuerza de arrastre de la aeronave, no obstante, si es construida en su total y la superficie alar es fija, el análisis gráfico es posible realizarlo por un método donde se puede encontrar la aproximación del coeficiente de arrastre según el ángulo de ataque [12], [16], [18].

Sin embargo según [16] y [18]; la resistencia total (D) se divide en dos componentes, la resistencia inducida (D_i) y de la resistencia parasita (D_p) que a su vez se componen de dos, una es la correspondiente resistencia del ala formada por la fricción y forma, conocida como resistencia del perfil; y la otra es la parasita correspondiente por los demás componentes del avión, denominada resistencia estructural, de modo que:

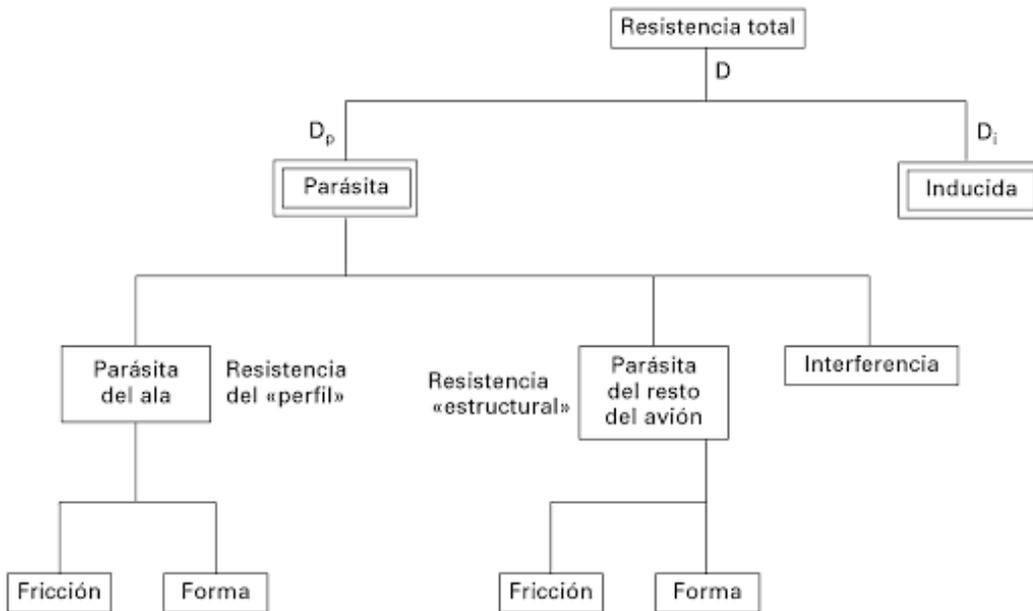


Figura 2.16 Diagrama Resistencia Total, Fuente: Tomada de [16].

Lo mismo ocurre con el coeficiente de resistencia total (C_D) que se componen principalmente por el coeficiente de resistencia parasita (C_{Dp}) y por el coeficiente de resistencia inducida (C_{Di}), que a su vez son correspondientes a las resistencias explicadas anteriormente en el diagrama de Resistencias total de una aeronave ala fija, por lo tanto:

$$D = Di + Dp \quad [5]$$

$$C_D = C_{Di} + C_{Dp} \quad [6]$$

2.4.3 FUERZA DE EMPUJE – TRUST (T)

La fuerza de empuje o trust, es la fuerza mecánica generada por la energía proporcionada por una planta propulsora como motores y hélices que oponen el aire al movimiento del avión, esta es necesaria para que pueda desplazarse dentro del aire. La dirección de la fuerza de empuje depende de la posición de los motores de la aeronave y su magnitud depende del sistema de propulsión empleado [2], [16].



Figura 2.17 Fuerza de Empuje, Fuente: Tomada de [19].

Para vencer la inercia del avión parado es necesario acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, por lo tanto se necesita una fuerza de empuje o tracción que se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano, la tracción se genera por la rotación de la hélice movida por el motor, provocando que una masa de aire se mueva hacia atrás e impulse al avión hacia la trayectoria deseada. Además, esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema de propulsión, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal de la aeronave [19].

Un factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, puesto que es equivalente a la energía por unidad de tiempo, a mayor potencia; mayor capacidad de aceleración por lo tanto la tracción o empuje producida por la hélice es un factor de vital importancia a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión, sin embargo, hay otros elementos que también influyen en la fuerza de empuje como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, la densidad del aire, etc. [19]

En definitiva según [19], la fórmula para determinar la Tracción o Fuerza de empuje es:

$$F_m = K \cdot T_{max} \quad [7]$$

Donde (**K**), es el coeficiente que indica el porcentaje de tracción y (T_{max}) la tracción máxima que es capaz de producir el motor.

2.4.4 FUERZA DE GRAVEDAD O PESO – WEIGHT (W)

El peso es la fuerza causada por la atracción gravitacional de la tierra sobre el avión y su dirección siempre apunta hacia el centro de la tierra. Sin embargo, a menudo el peso actúa sobre un único punto llamado **centro de gravedad** (ver en 2.3.3); esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener un equilibrio de estabilidad en el aire [2], [14].



Figura 2.18 Dirección y sentido del peso, Fuente: Tomada de [19].

Según lo anterior la fuerza de gravedad se expresa como:

$$W = m \cdot g \quad [8]$$

Donde (**W**) es el peso total del avión y es la fuerza activa a la que está sujeto un cuerpo o masa (**m**) debido a la atracción terrestre conocida como gravedad (**g**). Además dependiendo de sus características, cada avión tiene un peso máximo que no debe ser sobrepasado sin exceder limitaciones en su carga útil (instrumentación electrónica, componentes de la aeronave, etc.), por lo tanto la fuerza peso que ejerce el avión debe ser bien calculada para una buena estabilidad dinámica [19].

De hecho, son básicamente estas cuatro fuerzas las que influyen en el movimiento de un avión ya que interactúan de diferentes formas para dar lugar a cada una de las situaciones más comunes de vuelo, como el despegue, aterrizaje, ascenso y descenso de la aeronave, teniendo en cuenta que cada fuerza contraria deben ser aproximadamente igual a la otra, para efectuar la estabilidad dinámica del avión.

2.4.5 MOMENTOS AERODINAMICOS

Para finalizar la primera fase de la metodología planteada del proyecto, existen los momentos (Torques) del avión, que se producen por la acción de las fuerzas en torno a un punto; estos se generan alrededor de los tres ejes del avión y dan lugar a los tres tipos de giros que pueden producirse (cabeceo, balanceo y guiñada); es decir, estos momentos se originan en todo el perfil del ala y se obtienen después de la integración de todas las fuerzas aerodinámicas sobre la misma y depende del punto de posición de la que se tome el momento, generalmente por convección se toma a una distancia de un cuarto de la cuerda del perfil [20].

Hemos visto en los párrafos anteriores como la distribución de presiones sobre un perfil daba lugar a una fuerza resultante, sin embargo, analizando la forma de esta distribución de presiones, veremos cómo da origen también a momentos aerodinámicos como el valor del momento de cabeceo M ; en un perfil dependerá de las mismas variables que la sustentación L , ya que es debido precisamente a las mismas causas que producen la sustentación; es decir, a la forma de la distribución de presiones y viene dado por [16]:

$$M = C_M \cdot q \cdot S \cdot c \quad [9]$$

En donde:

M = Momento.

q = Presión dinámica.

S = Superficie alar.

c = Cuerda del perfil.

C_M = Coeficiente de momento, que como se explicó anteriormente, dependerá del valor de la sustentación C_L y del punto respecto al cual se tomen los momentos aerodinámicos

Para entender mejor lo dicho inicialmente, el sistema de fuerza – momento se puede situar en el centro de presión donde estará aplicada solo la sustentación,

por lo tanto el momento es nulo, ya que si el perfil tiene un ángulo de ataque positivo la distribución de presiones será de la figura 2.19; donde la sustentación del extrados (L_e) y sustentación del intradós (L_i) están aplicadas en el mismo punto, siendo mayor L_e permitiendo sustentación pero no habrá momento [16].

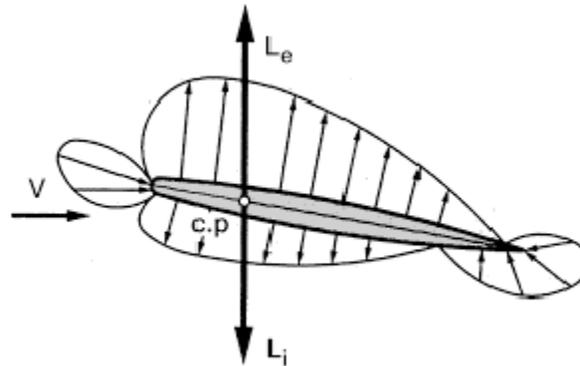


Figura 2.19 Momento del perfil simétrico con ángulo de ataque positivo, Fuente: Tomada de [16].

Por otro lado en un perfil asimétrico con ángulo de ataque nulo o cero, debido a la curvatura en el extradós L_e será mayor que L_i , ya que no estarán aplicadas en el mismo punto; dos fuerzas paralelas y sentidos contrarios no aplicadas en el mismo punto dan lugar a una fuerza en el sentido mayor que la otra y a un momento aerodinámico, como lo detalla la siguiente figura:

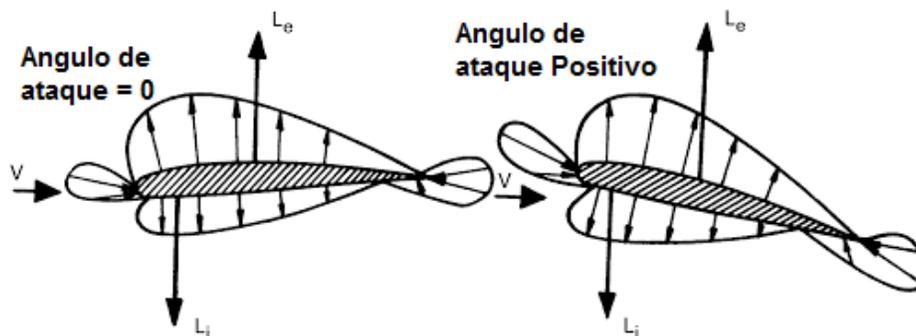


Figura 2.20 Momento del perfil asimétrico con ángulo de ataque nulo y positivo, Fuente: Tomada de [16].

Además, el sistema de fuerza – momento en un perfil asimétrico también se puede situar en el centro aerodinámico (C.A), donde estarán aplicadas la sustentación, resistencia y momento de cabeceo; según [16] se suele representar por:

$$M_{ac} = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot C \quad [10]$$

M_{ac} = Momento de cabeceo respecto al centro aerodinámico.

$C_{Mac} = C_{MO} = Cte$; Coeficiente de momento respecto al C.A

C = Cuerda media del perfil.

En definitiva el valor C_{MO} es constante para cada perfil e independiente del Angulo de ataque, por tanto, tendrá el mismo valor que el coeficiente de sustentación, debido a esta asociación suele ser igual al coeficiente de momento respecto al centro aerodinámico (C_{Mac}), este valor solo depende de la forma del perfil (especialmente de la línea de curvatura media) y del ala.

3. DISEÑO ELECTROMECHANICO DEL UAV TIPO ALA FIJA

Para realizar el diseño de este proyecto, es necesario representar matemáticamente las ecuaciones de movimiento de la aeronave y hacer un estimado del peso total que va soportar el UAV, con el fin de obtener parámetros aerodinámicos propios y poder realizar el diseño estructural en software CAD con su respectiva simulación dinámica de vuelo en XFLR5 (Diseño y análisis aerodinámico de perfiles).

En este capítulo se abordara la tercera y cuarta fase de la metodología propuesta, partiendo de los requerimientos necesarios de la empresa Valencia Security Ltda. En adquirir un sistema de vigilancia y monitoreo aéreo por medio de un UAV. En la tabla 3.1 se describen todos los requerimientos exigidos para la construcción y funcionamiento del sistema.

Tabla 3.1 Requerimientos Operacionales, Fuente Propia.

Requerimientos	Descripción
Funcionales	El sistema Aéreo no tripulado debe estar en la capacidad de sobrevolar al menos una hectárea del terreno rural privado, con una autonomía de vuelo de 5 a 10 minutos radio controlado para realizar la respectiva inspección aérea mediante videos e imágenes emitidas por el sistema de comunicación y visualización del UAV.

Técnicos	Como requerimiento principal de la empresa, el vehículo aéreo debe ser robusto para albergar instrumentación electrónica (cámara), liviano para una mayor aerodinámica y portable para facilitar su transporte.
----------	---

Según esto, se establecieron subsistemas para seguir un orden en el desarrollo del mismo; como se muestra en la Figura 3.1.

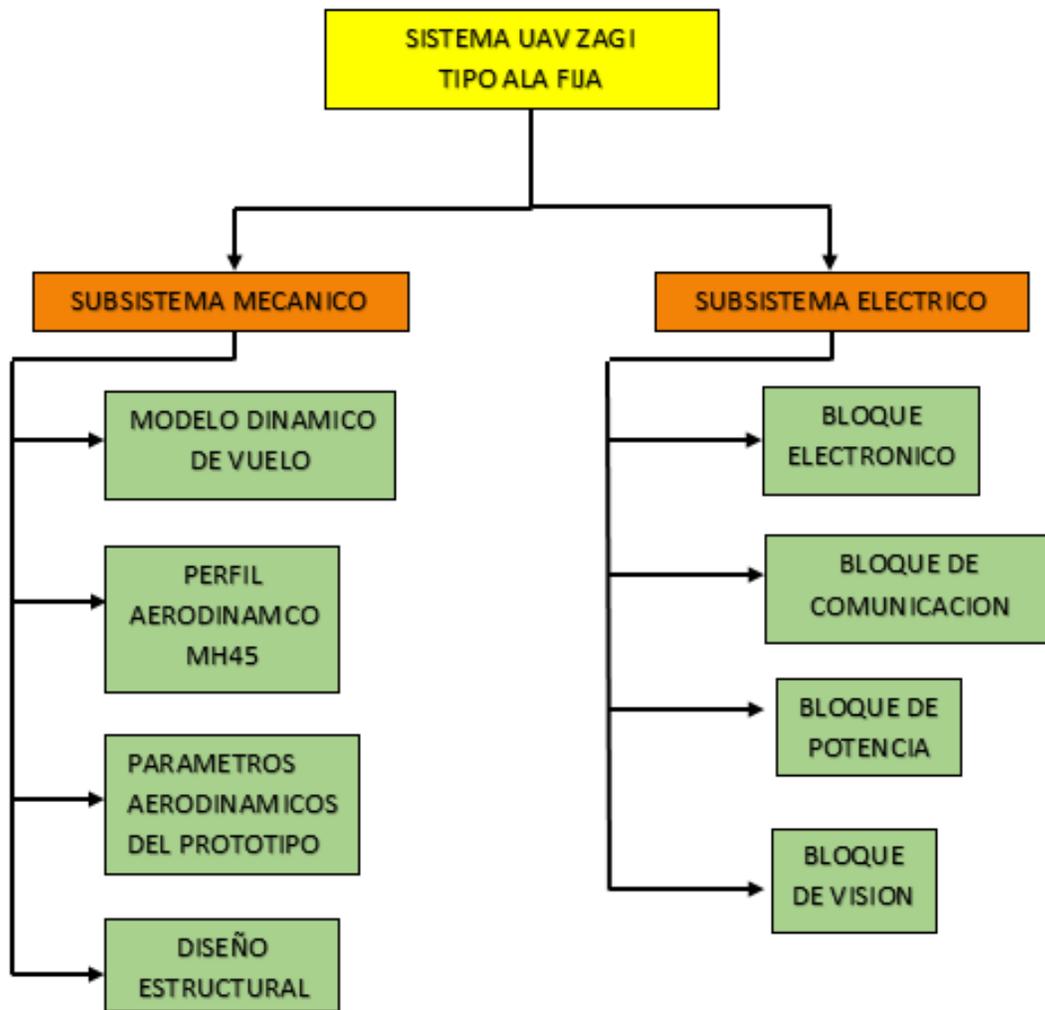


Figura 3.1 Sistema general del UAV tipo ala Fija, Fuente: Propia.

3.1 SUBSISTEMA MECANICO

Tomando en cuenta los requerimientos propuestos por el gerente de la empresa de seguridad y empleando un software tipo CAD para la construcción del UAV, se modela matemáticamente el comportamiento aerodinámico del vehículo a utilizar, denominado **ZAGI (Superficie de ala auto sustentadora)**; con todos sus componentes mecánicos, los cuales permiten realizar los movimientos en los ejes de la aeronave de forma estable y controlable, luego se calculan los parámetros

aerodinámicos y el peso total de la aeronave para establecer las medidas geométricas del perfil alar.

3.1.1 MODELO DINAMICO DEL ALA ZAGI

Un modelo dinámico se puede definir como un conjunto de variables y coeficientes aerodinámicos que hacen referencia al estudio del movimiento de la aeronave y pueden representarse a través de una serie de ecuaciones matemáticas que permitan determinar su comportamiento en términos de fuerzas y momentos [21].

Para poder obtener el Diseño apropiado del ala Zagi, se requiere primero de un modelado dinámico que permita explicar y validar los parámetros aerodinámicos con mayor facilidad y precisión; para ello se realiza la investigación de algunos métodos que determinen el modelo a partir de ecuaciones matemáticas para determinar el comportamiento aerodinámico del Ala fija [12] [21].

Según estos trabajos relacionados es apropiado utilizar el método de **Euler – Newton**, ya que es el más adecuado para definir los movimientos Rotacionales del vehículo conocidos como pitch, roll y Ya. Asimismo a través de la segunda ley de Newton se encuentra la dinámica traslacional de la aeronave donde se efectúan las Fuerza aerodinámicas según la masa y aceleración del vehículo. En la siguiente figura se representa en general lo dicho anteriormente.



Figura 3.2 Diagrama de lazo abierto para modelo Dinámico de Vuelo, Fuente: Propia.

En el respectivo estudio a realizar, se deberán tener conceptos muy claros como las coordenadas generalizadas del vehículo x, y, z como lo muestra la Figura 3.3; las cuales representan las posiciones relativas del centro de gravedad con respecto a una referencia inercial, donde los ejes están dados por x (eje longitudinal), y (eje vertical), z (eje transversal) explicando el movimiento y desplazamiento del ala Zagi.

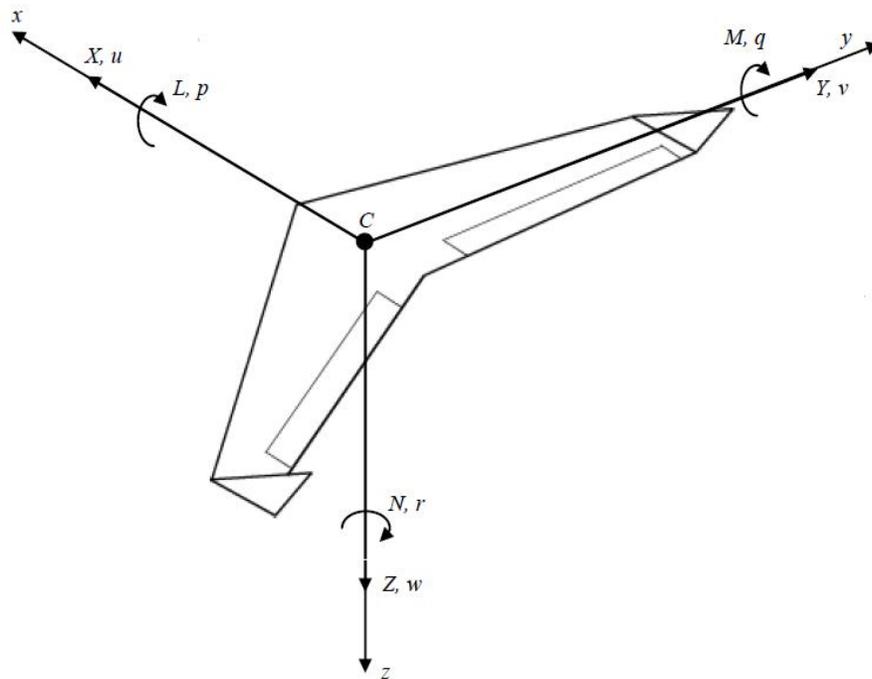


Figura 3.3 Sistema de Coordenadas Ala Zagi, Fuente: Propia.

Teniendo en cuenta la figura 3.3, se detalla gráficamente en sus respectivos ejes las fuerzas (X, Y, Z), torques (L, M, N), velocidades lineales (u, v, w) y Rotaciones angulares (p, q, r) que actúan sobre el ala según sea su movimiento y desplazamiento a través del aire.

Es necesario denotar que esta aeronave posee seis grados de libertad (DOF), correspondientes a tres movimientos Traslacionales y tres rotacionales, definidos a través de ecuaciones matemáticas según el método Euler – Newton.

Para realizar esto se tomó en cuenta las apreciaciones del autor Edwards AFB del libro [22] con respecto a las ecuaciones de movimiento de la aeronave ala fija de la siguiente manera:

Ecuaciones de Fuerza del Ala Zagi:

Los tres movimientos Traslacionales son efectuados sobre los ejes X, Y, Z y corresponden a los desplazamientos Adelante – Atrás, Izquierda – Derecha y Arriba – Abajo; estos movimientos son representados a través de ecuaciones de fuerza de la aeronave de acuerdo a la segunda Ley de Newton, expresada por la ecuación 3.1:

$$F = m \cdot a \quad (3.1)$$

Donde (m) es la masa del prototipo y (a) la aceleración, se puede calcular como la derivada de la velocidad de la aeronave ($d\bar{V}$) respecto al tiempo y se representa como:

$$a = \frac{d\bar{V}}{dt} \quad (3.2)$$

Por lo tanto, reemplazando 3.2 en 3.1 se obtiene la magnitud de la fuerza del sistema, expresada como:

$$\bar{F} = m \cdot \frac{d\bar{V}}{dt} \quad (3.3)$$

Donde V es conocida como la velocidad lineal neta de la aeronave y depende del viento relativo, este valor es calculado como la suma vectorial de velocidades lineales de cada eje (u, v, w), denotada en la siguiente ecuación:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (3.4)$$

Sin embargo, es necesario recordar que los ángulos de ataque y deslizamiento mencionados anteriormente en la sección 2.3.1 del Capítulo II, son de vital importancia para determinar los movimientos y velocidad de la aeronave. En la

Figura 3.4 se observan dichos ángulos y pueden ser calculados de la siguiente manera:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad \beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \quad (3.5)$$

Donde:

α = Angulo de ataque.

β = Angulo de deslizamiento.

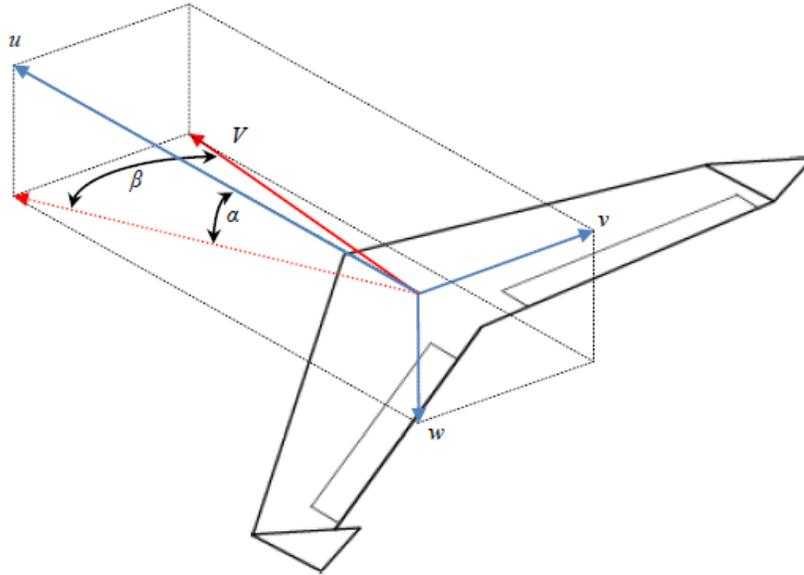


Figura 3.4 Ángulos de ataque y deslizamiento del Ala Zagi, Fuente: Propia.

Tomando en cuenta lo anterior de cómo calcular la Velocidad, se procede a seguir con la ecuación de fuerza en 3.3 y expresarla en términos respecto a un marco de referencia inercial, debido a que la segunda ley de Newton es válida solo en este tipo de sistemas de referencia; por lo cual la velocidad lineal en ejes de marco inercial corresponde a la siguiente ecuación: [12], [21], [22].

$$\left. \frac{d\bar{V}}{dt} \right|_{\dot{x}\dot{y}\dot{z}} = \left. \frac{d\bar{V}}{dt} \right|_{xyz} + \bar{w} \times \bar{V} \quad (3.6)$$

Donde:

$\frac{d\bar{V}}{dt}\Big|_{\dot{x}\dot{y}\dot{z}}$ = Corresponde a la derivación de la velocidad lineal expresada en ejes del marco de referencia.

$\frac{d\bar{V}}{dt}\Big|_{xyz}$ = Corresponde a la derivada de la velocidad lineal expresada en ejes del marco de referencia del vehículo aéreo ala Zagi.

$\bar{\omega}$ = Corresponde al vector de rotación angular del sistema de referencia del cuerpo (Ala Zagi).

\bar{V} = Velocidad de la aeronave.

En la figura 3.5 se grafican dichos ejes correspondientes a el marco inercial y al sistema de referencia del Cuerpo, con respecto a las magnitudes de rotación angular y velocidad de la aeronave.

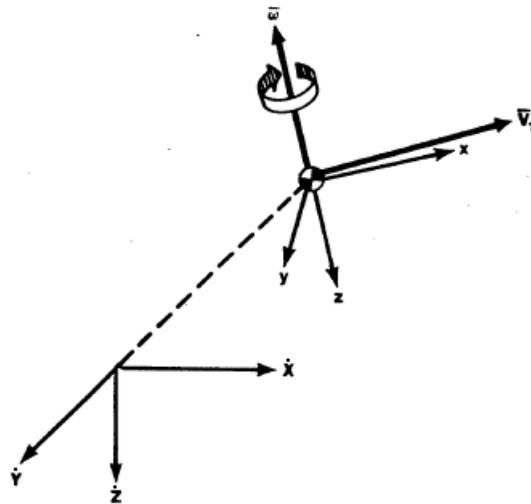


Figura 3.5 Sistema de coordenadas del marco inercial con respecto a ejes del cuerpo, Fuente: Tomada de [22].

Teniendo en cuenta lo anterior, en la ecuación 3.7 se describe la ecuación de fuerza con respecto a los ejes del marco inercial como:

$$\bar{F} = m \cdot \frac{d\bar{V}}{dt}\Big|_{\dot{x}\dot{y}\dot{z}} \quad (3.7)$$

Debido a esto, sustituyendo 3.6 en 3.7 se obtiene la magnitud de fuerza y traslación de la aeronave a través de la multiplicación de la masa (Cuerpo) por la derivada de la velocidad del sistema respecto al tiempo en los ejes del vehículo, más el producto cruz entre la velocidad lineal y la rotación angular, detallada en la ecuación 3.8:

$$\bar{F} = m \left[\frac{d\bar{V}}{dt} \Big|_{xyz} + \bar{w} \times \bar{V} \right] \quad (3.8)$$

Donde \bar{w} y \bar{V} son dos vectores de vital importancia, ya que son utilizados para describir el movimiento del Ala Zagi mediante vectores ortogonales ($\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$) en cada rotación angular y velocidad lineal de cada eje x, y, z; obteniendo las siguientes relaciones para cada una de ellas en las ecuaciones 3.9 y 3.10:

$$\bar{V} = \hat{i}u + \hat{j}v + \hat{k}w \quad [m/s] \quad (3.9)$$

$$\bar{w} = \hat{i}p + \hat{j}q + \hat{k}r \quad [rad/s] \quad (3.10)$$

Recordando que (u, v, w) , corresponden a las velocidades lineales en los ejes x, y, z, respectivamente y (p, q, r) hacen referencia a las rotaciones angulares para cada eje (ver en Figura 3.1.1). En ese mismo sentido, se procede a resolver el producto cruz entre la velocidad lineal (\bar{V}) y las rotaciones angulares (\bar{w}) logrando que:

$$\bar{w} \times \bar{V} = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ p & q & r \\ u & v & w \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\bar{w} \times \bar{V} = \hat{i} \begin{bmatrix} q & r \\ v & w \end{bmatrix} - \hat{j} \begin{bmatrix} p & r \\ u & w \end{bmatrix} + \hat{k} \begin{bmatrix} p & q \\ u & v \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\bar{w} \times \bar{V} = \hat{i} [qw - rv] - \hat{j} [pw - ru] + \hat{k} [pv - qu] \quad (3.11)$$

Una vez realizado el producto cruz, se puede derivar la ecuación 3.9 con respecto al tiempo consiguiendo:

$$\left. \frac{d\bar{V}}{dt} \right|_{xyz} = \dot{u}\hat{i} + \dot{v}\hat{j} + \dot{w}\hat{k} \quad (3.12)$$

Por lo tanto, usando las ecuaciones 3.13 y 3.14 en la ecuación 3.8 de la fuerza y traslación de la aeronave Ala Zagi, se determina la ecuación de la siguiente forma:

$$\bar{F} = m [\dot{u}\hat{i} + \dot{v}\hat{j} + \dot{w}\hat{k} + (qw - rv)\hat{i} - (pw - ru)\hat{j} + (pv - qu)\hat{k}] \quad (3.13)$$

Reorganizando la ecuación 3.15 por factor común se obtiene que:

$$\bar{F} = m [(\dot{u} + qw - rv)\hat{i} + (\dot{v} - pw + ru)\hat{j} + (\dot{w} + pv - qu)\hat{k}] \quad (3.14)$$

De acuerdo a esto, la ecuación 3.16 puede ser representada en forma de componentes Ortogonales como la sumatoria de fuerzas que actúan en los ejes x , y , z del Ala Zagi, de la siguiente forma:

$$\sum \bar{F} = F_x \hat{i} + F_y \hat{j} + F_z \hat{k} \quad (3.15)$$

Donde:

F_x = Fuerza neta en el eje longitudinal.

F_y = Fuerza neta en el eje transversal.

F_z = Fuerza neta en el eje vertical.

De modo que las Fuerzas de cada eje son expresadas como los tres movimientos Traslacionales del vehículo aéreo, detallados a continuación:

$$\begin{aligned} F_x &= m (\dot{u} + qw - rv) \\ F_y &= m (\dot{v} - pw + ru) \\ F_z &= m (\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (3.16)$$

Realizando la operación pertinente y expresando la suma de la fuerza externa para cada eje, se obtiene que:

$$\begin{aligned} F_x + F_{TX} + F_{Wx} &= m (\dot{u} + qw - rv) \\ F_y + F_{TY} + F_{Wy} &= m (\dot{v} - pw + ru) \end{aligned} \quad (3.17)$$

$$F_Z + F_{TZ} + F_{Wz} = m(\dot{w} + pv - qu)$$

Donde F_T es conocida como la fuerza de empuje o tracción efectuada por el sistema de propulsión en cada eje de la aeronave y F_W como la fuerza gravitacional determinada por la masa y la gravedad.

Sin embargo, a través de los **Ángulos de Euler** Roll, Pitch, Yaw (ϕ, θ, φ) explicados en la sección 2.2 en el marco teórico del proyecto, se puede definir la orientación de los movimientos rotacionales sobre los ejes x, y, z del vehículo Ala Zagi.

Por esta razón, estos ángulos son utilizados para determinar y describir la orientación de los ejes del prototipo en el espacio aéreo, de tal manera que para definir la fuerza gravitacional que actúa sobre el sistema de coordenadas del Ala; es necesario utilizar dichos ángulos para establecer el direccionamiento de los ejes con respecto a un sistema inercial (X_f, Y_f, Z_f) [23]. A continuación en la figura 3.6 se aprecia lo anterior:

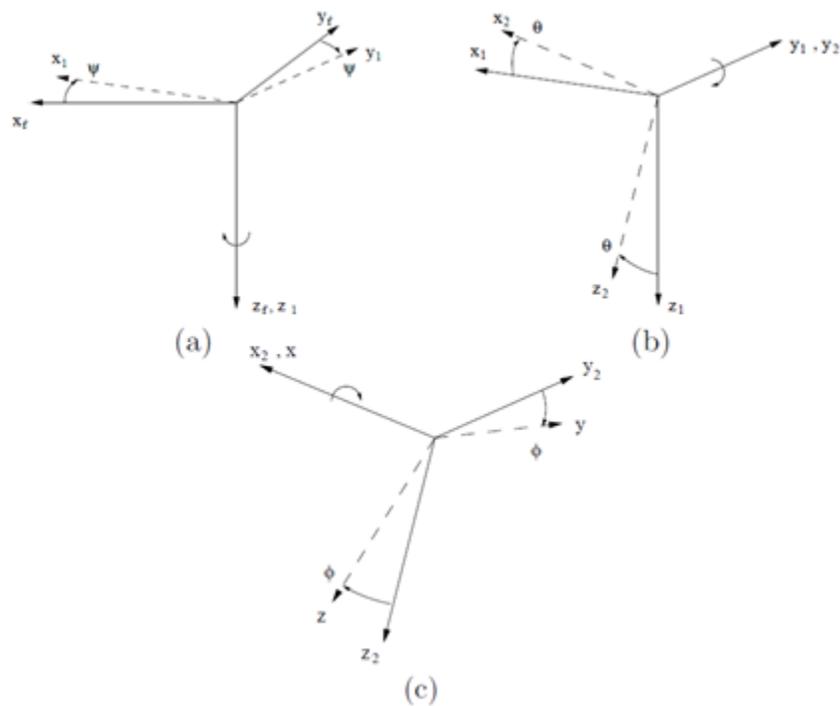


Figura 3.6 Movimiento de los ejes del vehículo por los ángulos de Euler, Fuente: Tomada de [23].

Tomando en cuenta la Figura 3.1.4, se procede a explicar las gráficas a, b, y c, de acuerdo a las rotaciones de los ángulos y movimientos de los ejes de la aeronave:

- Grafica (a): Representa gráficamente la rotación del ángulo Yaw o guiñada (φ) sobre el eje Z_F paralelo a la gravedad, produciendo los movimientos derecha (Y_1) – izquierda (X_1) de la aeronave.
- Grafica (b): Pertenece a la rotación del ángulo Pitch (θ) efectuado sobre el movimiento anterior en el eje (Y_1), correspondiendo a los movimientos de elevar (X_2) y bajar (Z_2) el vehículo aéreo.
- Grafica (c): Corresponde finalmente a la rotación del ángulo (ϕ) sobre el eje (X_2), provocando el movimiento de elevar una parte del ala, mientras la otra descende.

Una vez conocido el comportamiento de la aeronave a través de la rotación de los ángulos de Euler para determinar la orientación del vector de gravedad en el Ala Zagi, se detalla a continuación las respectivas matrices de movimiento con respecto a la primera rotación de elevar o descender el vehículo aéreo (Grafica b) de la forma:

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_f \\ Y_f \\ Z_f \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

De la misma forma para la segunda rotación de elevar o descender una parte del ala (Grafica c) se consigue:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Remplazando 3.20 en 3.21 se obtiene la matriz de rotación del sistema inercial para el sistema de coordenadas de cuerpo fijo de la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_f \\ Y_f \\ Z_f \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_f \\ Y_f \\ Z_f \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

Realizando la respectiva multiplicación entre las dos matrices se logra la ecuación 3.23 y expresando los componentes de la aceleración gravitacional en el sistema de ejes del vehículo aéreo Zagi (X, Y, Z) se adquiere la ecuación 3.24 de la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Multiplicando la matriz por el vector gravedad obtenemos:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Pero recordando que $F_w = m \cdot g$, sustituimos esta ecuación para cada eje del vehículo Zagi adquiriendo la fuerza gravitacional como:

$$\begin{aligned} F_{Wx} &= m \cdot g (-\sin \theta) \\ F_{Wy} &= m \cdot g (\sin \phi \cos \theta) \\ F_{Wz} &= m \cdot g (\cos \phi \cos \theta) \end{aligned} \quad (3.24)$$

Por lo tanto, remplazando la ecuación 3.26 en la 3.19 se logra los tres movimientos Traslacionales de la aeronave de acuerdo a sus fuerzas aplicadas por cada una de ellas, detalladas en la ecuación 3.27:

$$\begin{aligned} F_X + F_{TX} - mg (\sin \theta) &= m (\dot{u} + qw - rv) \\ F_Y + F_{TY} + mg (\sin \phi \cos \theta) &= m (\dot{v} - pw + ru) \\ F_Z + F_{TZ} + mg (\cos \phi \cos \theta) &= m (\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (3.25)$$

Ecuaciones de momento Ala Zagi:

El momento lineal \bar{G} es conocido como el resultado que denota la inercia en movimiento; es decir, es una fuerza que se aplica en algún punto de un cuerpo rígido a una determinada velocidad provocando que realice un movimiento de rotación con respecto algún eje. Esta ecuación se define por el producto de la masa entre el vector velocidad (\bar{v}), de la forma:

$$\bar{G} = m \cdot \bar{v} \quad (3.26)$$

De acuerdo a lo anterior y a la segunda ley de Newton, las ecuaciones rotacionales de la aeronave ala fija (Zagi) son dadas por la variación del momento

angular \bar{H} respecto al tiempo en coordenadas del marco de referencia del cuerpo, detallada en la ecuación 3.29.

$$\bar{G} = \left. \frac{d\bar{H}}{dt} \right|_{xyz} \quad (3.27)$$

Por lo tanto el momento de la aeronave puede ser calculado como una fuerza por medio de la segunda derivación del momento angular aplicado en cualquier punto del ala; demostrado por la siguiente ecuación:

$$\bar{F} = \frac{d^2\bar{H}}{d^2t} \quad (3.28)$$

Considerando que el momento angular \bar{H} se detalla por el producto vectorial entre un vector de posición instantáneo (\bar{r}) y una cantidad de momento lineal \bar{G} , se llega a esta ecuación:

$$\bar{H} = \bar{r} \times \bar{G} \quad (3.31)$$

En ese mismo sentido, para determinar el momento angular de la aeronave en general, se debe considerar varios puntos de masa en los ejes donde rotaran y provocaran un desplazamiento a través del aire, como se muestra en la figura 3.7

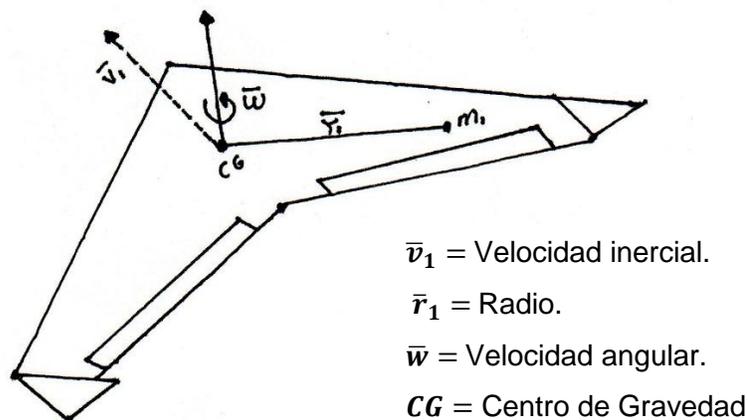


Figura 3.7 Momento angular en el ala Zagi, Fuente: Propia.

Tomando la ecuación 3.31, definimos el momento angular con respecto a (m_1) de la Figura 3.1.5 de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}\bar{H}_{m1} &= \bar{r}_1 \times \bar{G}_1 \\ \bar{H}_{m1} &= m_1 (\bar{r}_1 \times \bar{v}_1)\end{aligned}\tag{3.32}$$

Donde el vector de velocidad inercial (\bar{v}_1) es determinado como:

$$\bar{v}_1 = \bar{\omega} \times \bar{r}_1\tag{3.33}$$

Remplazando 3.33 en 3.32 se obtiene:

$$\bar{H} = m_1 [\bar{r}_1 \times (\bar{\omega} \times \bar{r}_1)]\tag{3.34}$$

Donde $\bar{\omega}$ y \bar{r}_1 son dos vectores de mayor importancia para describir la velocidad angular y la distancia donde se presenta la rotación; por ende, para desarrollar el producto cruz se describe cada uno mediante vectores ortogonales ($\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$) en cada rotación angular y posición de los ejes x, y, z:

$$\begin{aligned}\bar{r}_1 &= x \hat{i} + y \hat{j} + z \hat{k} \\ \bar{\omega} &= p \hat{i} + q \hat{j} + r \hat{k}\end{aligned}\tag{3.35}$$

$$\begin{aligned}\bar{\omega} \times \bar{r}_1 &= \begin{bmatrix} p & q & r \\ x & y & z \end{bmatrix} \\ \bar{\omega} \times \bar{r}_1 &= [qz - ry] \hat{i} - [rx - pz] \hat{j} + [py - qx] \hat{k}\end{aligned}\tag{3.36}$$

Para hallar el momento angular de toda la aeronave, debe tenerse en cuenta la integración del volumen (V) y la densidad de la masa (ρ_A) del ala para determinar la rotación efectuada en cada eje del sistema del cuerpo, por lo tanto \bar{H} de la aeronave está dada:

$$\bar{H} = \int V \rho_A [\bar{r}_1 \times (\bar{\omega} \times \bar{r}_1)]\tag{3.37}$$

Remplazando la ecuación 3.36 en 3.37:

$$\bar{H} = \int V \rho_A [\bar{r}_1 \times [qz - ry] \hat{i} - [rx - pz] \hat{j} + [py - qx] \hat{k}] dv \quad (3.38)$$

Resolviendo el producto cruz se obtiene que el momento angular es dado por:

$$\bar{H} = \int V \rho_A \begin{bmatrix} x & y & z \\ (qz - ry) & (rx - pz) & (py - qx) \end{bmatrix} dv$$

$$\bar{H} = \int V \rho_A \left[\begin{bmatrix} y & z \\ (rx - pz) & (py - qx) \end{bmatrix} \hat{i} - \begin{bmatrix} x & z \\ (qz - ry) & (py - qx) \end{bmatrix} \hat{j} \right. \\ \left. + \begin{bmatrix} x & y \\ (qz - ry) & (rx - pz) \end{bmatrix} \hat{k} \right] dv \quad (3.39)$$

$$\bar{H} = \int V \rho_A \left[[y(py - qx) - z(rx - pz)] \hat{i} - [x(py - qx) - z(qz - ry)] \hat{j} + [x(rx - pz) - y(qz - ry)] \hat{k} \right] dv$$

$$\bar{H} = \int V \rho_A \left[[p(y^2 + z^2) - qxy - rxz] \hat{i} - [q(x^2 + z^2) - ryz - pxy] \hat{j} \right. \\ \left. + [r(x^2 + y^2) - pxz - qyz] \hat{k} \right] dv$$

De acuerdo a la ecuación 3.39 el momento angular está dado por velocidades angulares aplicadas sobre los ejes de la aeronave, por ende el momento \bar{H} para cada coordenada x y z es:

$$H_x = p \int V \rho_A (y^2 + z^2) dv - q \int V \rho_A xy dv - r \int V \rho_A xz dv \quad (3.40)$$

$$H_y = q \int V \rho_A (x^2 + z^2) dv - r \int V \rho_A yz dv - p \int V \rho_A xy dv \quad (3.41)$$

$$H_z = r \int V \rho_A (x^2 + y^2) dv - p \int V \rho_A xz dv - q \int V \rho_A yz dv \quad (3.42)$$

Teniendo en cuenta la apreciación del autor en [22], las integrales pueden ser organizadas como momentos y productos de inercia (I) los cuales son definidos como una medida rotacional cuando un cuerpo rígido gira en entorno a uno de sus

ejes principales; a continuación se denota el momento de inercia para cada eje de la aeronave Zagi:

$$\begin{aligned}
 I_x &= \int V \rho_A (y^2 + z^2) dv \\
 I_y &= \int V \rho_A (x^2 + z^2) dv \\
 I_z &= \int V \rho_A (x^2 + y^2) dv
 \end{aligned}
 \tag{3.43}$$

El producto de inercia es determinado como:

$$\begin{aligned}
 I_{xy} &= I_{yx} = \int V \rho_A xy dv \\
 I_{yz} &= I_{zy} = \int V \rho_A yz dv \\
 I_{xz} &= I_{zx} = \int V \rho_A xz dv
 \end{aligned}
 \tag{3.44}$$

Sustituyendo los momentos y productos de inercia en las ecuaciones de momentos angulares de cada coordenada del vehículo $H_x H_y H_z$ se obtiene:

$$\begin{aligned}
 H_x &= p I_x - q I_{xy} - r I_{xz} \\
 H_y &= q I_y - r I_{yz} - p I_{xy} \\
 H_z &= r I_z - p I_{xz} - q I_{yz}
 \end{aligned}
 \tag{3.45}$$

Pero Según el autor en [22] una aeronave de ala fija es normalmente simétrica cuando sus ejes xz son perpendiculares; por ello se asume que los productos de inercia $I_{xy} I_{yz}$ tengan un valor de cero y puedan ser cancelados de las respectivas ecuaciones 3.45; simplificado de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}
 H_x &= p I_x - r I_{xz} \\
 H_y &= q I_y \\
 H_z &= r I_z - p I_{xz}
 \end{aligned}
 \tag{3.46}$$

El vector momento angular \bar{H} de todo el sistema físico del ala, se deduce en la suma de los momentos $H_x H_y H_z$ en coordenadas cartesianas $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$ de la forma:

$$\bar{\mathbf{H}} = H_x \hat{i} + H_y \hat{j} + H_z \hat{k} \quad (3.47)$$

Remplazando 3.46 en 3.47 obtenemos el vector momento angular $\bar{\mathbf{H}}$ de todo el sistema físico del ala:

$$\bar{\mathbf{H}} = (\mathbf{p} I_x - \mathbf{r} I_{xz}) \hat{i} + (\mathbf{q} I_y) \hat{j} + (\mathbf{r} I_z - \mathbf{p} I_{xz}) \hat{k} \quad (3.48)$$

Obteniendo el momento angular, se procede calcular el momento lineal con respecto a un marco inercial expresado en el sistema de coordenadas del vehículo de la siguiente forma:

$$\bar{\mathbf{G}} = \frac{d\bar{\mathbf{H}}}{dt} \Big|_{xyz} + \bar{\boldsymbol{\omega}} \times \bar{\mathbf{H}} \quad (3.49)$$

Sustituyendo 3.48 en 3.49 y recordando que $\bar{\boldsymbol{\omega}}$, corresponde a la velocidad angular expresada por las rotaciones angulares $(\mathbf{p}, \mathbf{q}, \mathbf{r})$ en términos cartesianos $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$, se obtiene el momento lineal:

$$\bar{\mathbf{G}} = \dot{H}_x \hat{i} + \dot{H}_y \hat{j} + \dot{H}_z \hat{k} + \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ \mathbf{p} & \mathbf{q} & \mathbf{r} \\ H_x & H_y & H_z \end{bmatrix}$$

$$\bar{\mathbf{G}} = (\dot{\mathbf{p}} I_x - \dot{\mathbf{r}} I_{xz}) \hat{i} + (\dot{\mathbf{q}} I_y) \hat{j} + (\dot{\mathbf{r}} I_z - \dot{\mathbf{p}} I_{xz}) \hat{k} + \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ \mathbf{p} & \mathbf{q} & \mathbf{r} \\ H_x & H_y & H_z \end{bmatrix}$$

$$\bar{\mathbf{G}} = (\dot{\mathbf{p}} I_x - \dot{\mathbf{r}} I_{xz}) \hat{i} + (\dot{\mathbf{q}} I_y) \hat{j} + (\dot{\mathbf{r}} I_z - \dot{\mathbf{p}} I_{xz}) \hat{k} + \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ \mathbf{p} & \mathbf{q} & \mathbf{r} \\ (\mathbf{p} I_x - \mathbf{r} I_{xz}) & \mathbf{q} I_y & \mathbf{r} I_z - \mathbf{p} I_{xz} \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Posteriormente una vez obtenido la ecuación general del momento lineal en términos ortogonales, se procede a determinar las tres ecuaciones rotacionales, para cada coordenada (x, y, z) del vehículo aéreo Zagi.

$$\begin{aligned}
G_x &= \dot{p} I_x + qr (I_z - I_y) - (\dot{r} + qp) I_{xz} \\
G_y &= \dot{q} I_y - pr (I_z - I_x) + (p^2 - r^2) I_{xz} \\
G_z &= \dot{r} I_z + pq (I_y - I_x) + (rq - \dot{p}) I_{xz}
\end{aligned}
\tag{3.51}$$

Finalmente se obtienen las seis ecuaciones de movimiento de la aeronave, correspondientes a las tres Traslacionales (Fuerzas) y tres rotacionales (Momento) que ejerce el vehículo en el espacio aéreo.

En ese mismo sentido ya conocido matemáticamente cómo se comporta dinámicamente la aeronave, posteriormente se lleva a cabo el respectivo diseño del prototipo teniendo en cuenta los requerimientos de la Tabla 3.1 y el modelo dinámico de la aeronave.

3.1.2 DISEÑO PERFIL NACA MH45

Uno de los parámetros más importantes para diseñar el perfil aerodinámico y así posteriormente construir el ala; es la de seleccionar el perfil más adecuado que permita cumplir las necesidades y funciones que requiera el usuario; en este caso, para cumplir una función de monitoreo y vigilancia aérea en sectores rurales, se decidió trabajar con un perfil NACA MH45 asimétrico, ya que son muy utilizados para generar una buena sustentación y velocidades a diferentes alturas [24].

Basándose en los requerimientos destinados para el proyecto, se realiza una plantilla del perfil MH45 a partir de los valores geométricos que la base de datos online del departamento de ingeniería aeroespacial (UIUC Applied Aerodynamics Group) brinda para representar gráficamente el perfil aerodinámico mostrado en la Figura 3.8

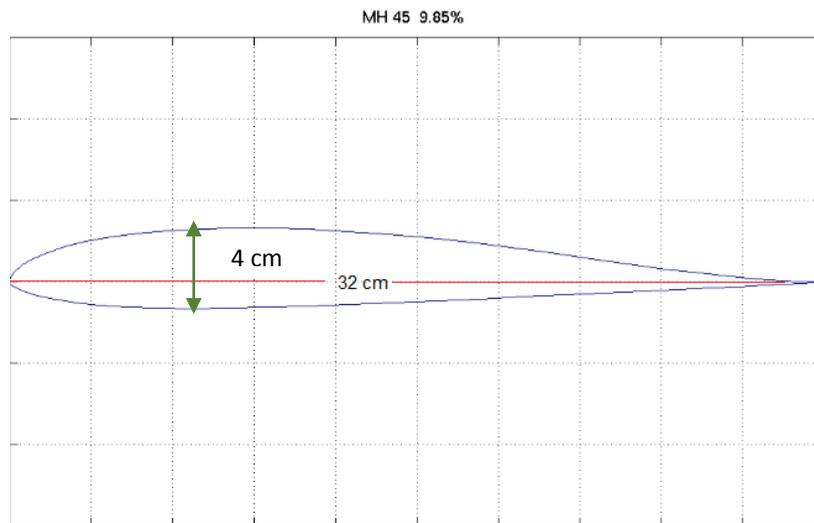


Figura 3.8 Plantilla Perfil Naca MH 45, Fuente: Propia.

Teniendo en cuenta la figura 3.8, se estableció una cuerda de perfil $c = 32\text{cm}$ con un espesor máximo de **45%** desde la superficie superior (Extradós) hasta la superficie inferior (intradós) del perfil, con el fin de obtener un diseño más sustentable y con mayor capacidad de peso. En la figura 3.9 se muestra el respectivo diseño del perfil en software CAD.

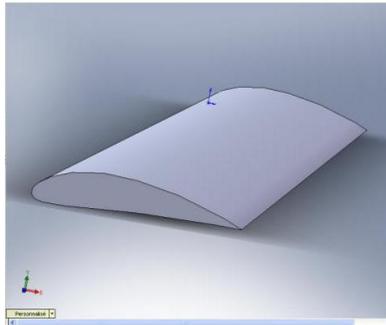


Figura 3.9 Diseño CAD Perfil Aerodinámico MH – 45, Fuente: Propia.

Una vez finalizado el diseño del perfil, se procede a realizar el respectivo análisis dinámico para establecer el comportamiento y parámetros aerodinámicos del perfil.

Análisis Dinámico del Perfil MH45 en XFLR5

El software libre XFLR5 permite el análisis y diseño de perfiles alares creada por Mark Drela como una herramienta para estudiar el comportamiento de un avión, este software facilita la labor de diseño mediante gráficos con su respectivo análisis y es de vital importancia para desarrollar el diseño del prototipo Ala Zagi [25].

Para empezar con el análisis del perfil en el software XFLR5, lo primero que se debe hacer es entrar en el módulo “Direct Foil Desing”, que aparece en el menú desplegable de la pestaña “File” como se muestra en la Figura 3.10.

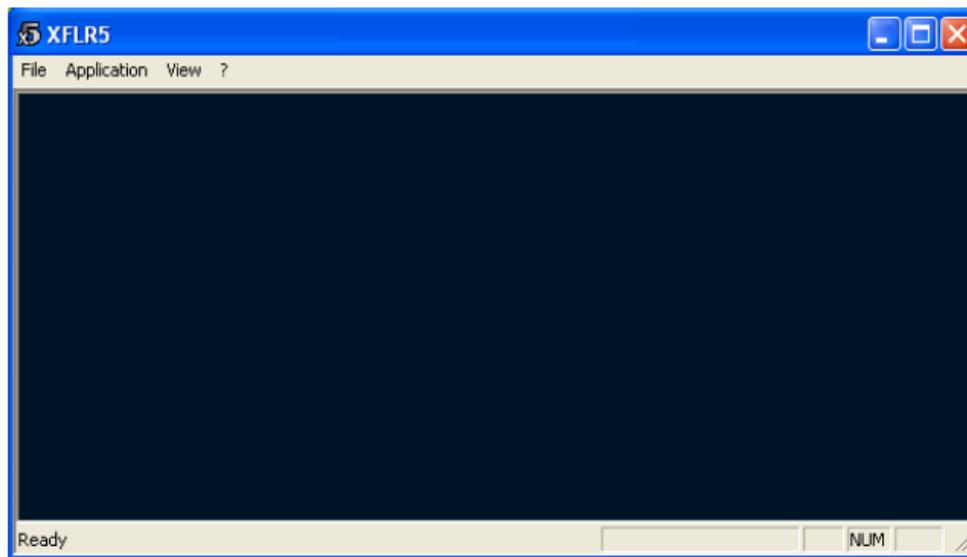


Figura 3.10 Pantalla Inicial del XFLR5.

En esta pantalla, se diseñara el perfil MH45 del ala Zagi de acuerdo a las especificaciones establecidas por el departamento de ingeniería aeroespacial (UIUC); se procede a introducir mediante un archivo punto dat las medidas correspondientes del perfil aerodinámico en el software XFLR5; se elige la opción “Load File” que se encuentra en el menú desplegable “file” y se carga el Perfil NACA en la pantalla principal, como se muestra en la figura 3.11

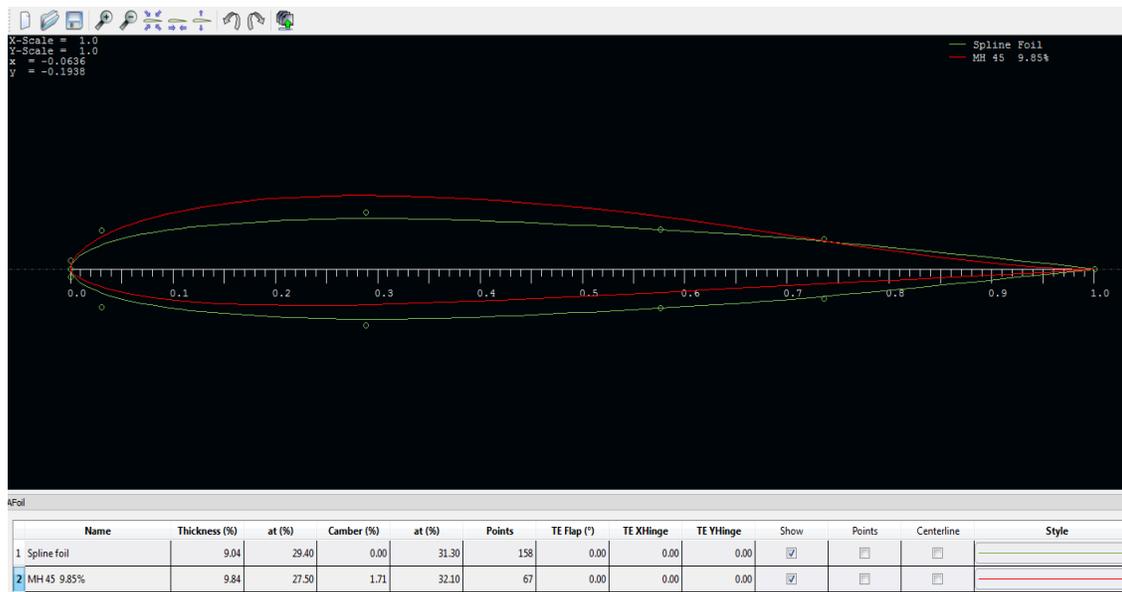


Figura 3.11 Diseño Perfil NACA MH45 en XFLR5, Fuente: Propia.

Una parte muy favorable con respecto a este software es la posibilidad de poder modificar muchas características de los perfiles alares y poder crear desde ceros el perfil que uno requiera, para esto se pulsa el clic derecho del mouse encima de la fila del perfil y se entra al menú “scale camber”, de esta manera se modifica las propiedades del perfil como la curvatura, anchura y las posiciones de los puntos.

Una vez realizado estos pasos correctamente y cargado el perfil en el módulo “Direct Foil Desing” como se muestra en la figura 3.11, se procede a realizar el pertinente análisis del perfil MH 45, en la cual se obtendrá un número de gráficas, correspondientes a la sustentabilidad y resistencia del perfil a través de varios ángulos de ataque con el propósito de analizar y corroborar su respectivo funcionamiento.

Procedimiento: Se entra en el menú “File” seguido de la opción “Xfoil Direct Analysis” y se abre una pantalla en la cual se podrá visualizar el análisis de las gráficas del perfil alar; una vez abierta esta pantalla seleccionamos la barra de herramientas y damos clic en “analysis”, se abrirá un menú y escogeremos la opción “Batch Variables” correspondientes a los rangos máximos y mínimos del

Numero de Reynolds (Explicado en la sección 2.3.5) como se muestra en la figura 3.12.

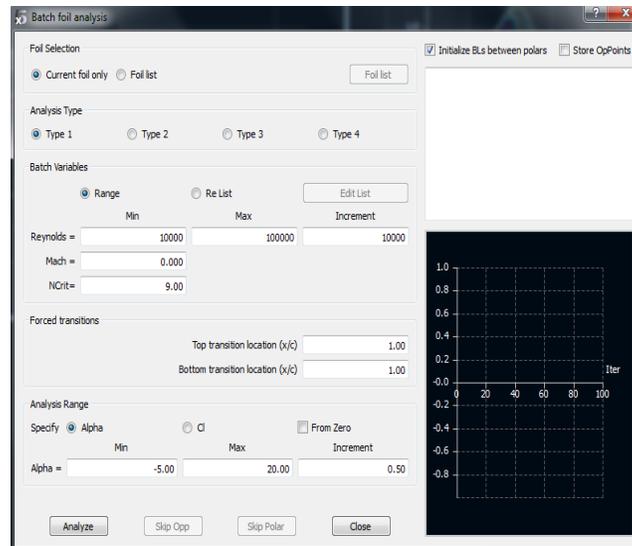


Figura 3.12 Configuración Números de Reynolds, Fuente: Propia.

Tomando en cuenta lo anterior, se analiza el perfil obteniendo:

En la gráfica 3.13, se puede analizar que el coeficiente de sustentación c_l , empieza a subir de forma brusca en 0.0 mientras que el coeficiente de arrastre c_d se mantiene constante en este rango, cuando el coeficiente c_l llega hasta 1,2, se puede considerar que llega hasta su punto máximo y empieza a descender hasta llegar a 0,9, mientras que el coeficiente de arrastre c_d empieza a incrementar hasta donde nos muestra la gráfica. Concluyendo que el punto más estable del coeficiente de sustentación c_l del perfil es en 0,9 y el del coeficiente de arrastre c_d es en 0,2 donde alcanzan su mayor permanencia y estabilidad.

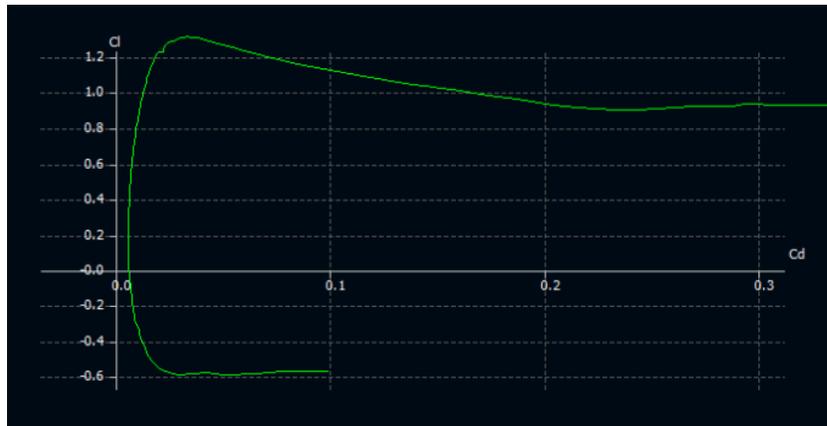


Figura 3.13 Coeficiente Arrastre C_d vs Coeficiente sustentación C_l , Fuente: Propia.

En la gráfica 3.14, se puede concluir que el perfil alar MH45 cuando su coeficiente de sustentación llega a su punto máximo en 1,25, el Angulo de ataque de esta aeronave entra en perdida hasta llegar a 12 grados, y lograr una estabilidad permanente en 20 grados con un coeficiente de sustentación C_l de 0,9. Concluyendo que el punto de equilibrio de estas variables será con 20 grados en ángulo de ataque y tendrá un coeficiente de sustentación de 0,9 estabilizándose totalmente.

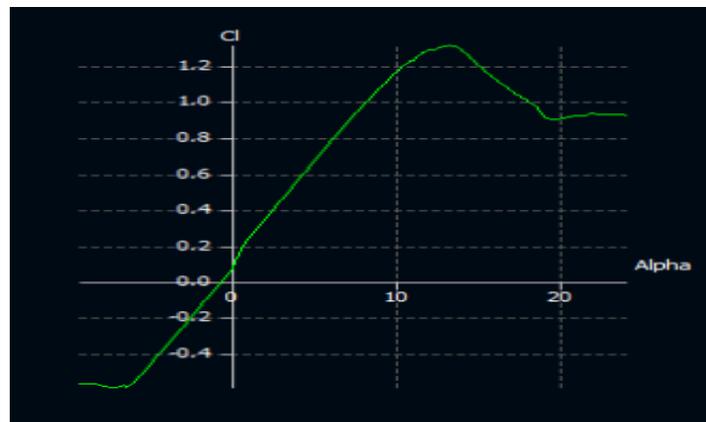


Figura 3.14 Coeficiente Sustentación vs Angulo de ataque, Fuente: Propia.

En la figura 3.15, se puede analizar que en el punto o coordenadas 0,0, su cabeceo va estar en cero y por lo tanto su ángulo de ataque también es cero.

Mientras que si el ángulo de ataque llega diez grados, su cabeceo va a empezar a incrementar (+) hasta llegar a un ángulo de ataque de trece grados, donde su momento de picada o cabeceo va a entrar en pérdida como lo demuestra la figura 3.15.

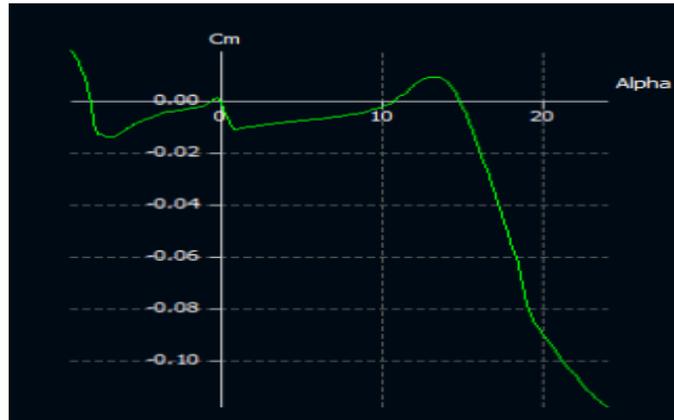


Figura 3.15 Angulo de Ataque vs Coeficiente picada o cabeceo, Fuente: Propia.

Finalmente, En la figura 3.16, se puede concluir que el coeficiente de arrastre y de sustentación, tienen un incremento cuando el ángulo de ataque se encuentra entre cero grados y cuatro grados. Cuando este ángulo de ataque alcanza los cinco grados, estos coeficientes c_l y c_d entran en pérdida hasta estabilizarse con un ángulo de ataque de veinte grados.

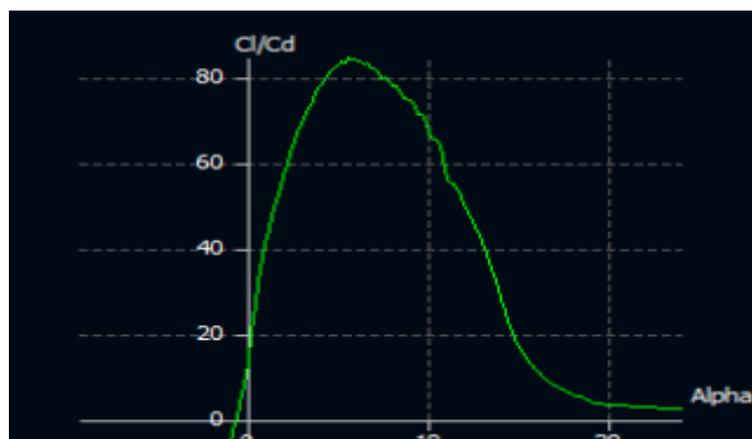


Figura 3.16 Coeficiente arrastre C_d – coeficiente Sustentación C_l vs Angulo de ataque, Fuente: Propia.

Teniendo en cuenta el análisis realizado; el perfil NACA MH45 es considerable como un perfil adecuado para el diseño del prototipo Ala Zagi, ya que sus características aerodinámicas del perfil permiten que la aeronave sea sustentable y estable a diferentes velocidades. En la tabla 3.2 se detalla cada una.

Tabla 3; *Error! Utilice la ficha Inicio para aplicar 0 al texto que desea que aparezca aquí.* **2 Características Aerodinámicas del Perfil MH 45, Fuente Propia.**

<p style="text-align: center;">C_{LMax}</p> <p>Coeficiente de levantamiento Máximo</p>	<p>Este coeficiente aerodinámico responde a bajas velocidades si es muy alto, depende del ángulo de ataque y del número de Reynolds. Especifica con valores en que ángulo el avión entra en pérdida de sustentación.</p>
<p style="text-align: center;">C_{DMin}</p> <p>Coeficiente de resistencia al avance mínimo</p>	<p>El coeficiente mientras menor sea su valor, mayor velocidad puede alcanzar la aeronave.</p>
<p style="text-align: center;">C_M</p> <p>Coeficiente de Momento</p>	<p>Este Coeficiente hace referencia al cabeceo del ala y determina el comportamiento del perfil de acuerdo al incremento del ángulo de ataque.</p>

3.1.3 PARAMETROS AERODINAMICOS DEL PROTOTIPO ALA ZAGI

Una vez realizada la selección y análisis del perfil aerodinámico; se procede a utilizar diversas ecuaciones (ver capítulo 2) para calcular los Principales parámetros aerodinámicos presentes en la dinámica del ala como la sustentación (L), la superficie alar, estrechamiento del ala, entre otras, ya que son de vital importancia para el diseño estructural de la aeronave.

De acuerdo al perfil aerodinámico MH45 diseñado en el Software CAD (Figura 3.9) y XFLR5 (Figura 3.11) se establecerá los parámetros aerodinámicos iniciales del ala a partir de las variables mencionadas en la tabla 3.3:

Tabla 3.3 Parámetro Aerodinámico del Perfil, Fuente: Propia.

Variable	Valor
Perfil NACA	MH45
Cuerda (C)	32 cm
Envergadura (b)	1200 mm
Espesor Máximo (t)	45%
Coefficiente Cl	0.9

SUPERFICIE ALAR:

Gracias a los parámetros propuestos con los valores de la tabla 3.3 se pueden calcular parámetros aerodinámicos como la superficie alar (S) del prototipo, representada por la siguiente ecuación según el autor Rafael Núñez en [2] de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} S &= C * b \\ S &= (0.32 \text{ m}) (1.2 \text{ m}) \\ S &= 0.384 \text{ m}^2 \end{aligned} \tag{3.52}$$

RELACION ASPECTO:

Teniendo en cuenta este resultado se procede a realizar el respectivo cálculo del parámetro adimensional (AR), este parámetro corresponde a la relación entre la envergadura y la superficie alar, matemáticamente descrito como:

$$\begin{aligned} AR &= \frac{b^2}{S} \\ AR &= \frac{(1.2)^2}{0.384} \\ AR &= 3.75 \end{aligned} \tag{3.53}$$

Conocido como la relación Aspecto, la cual recibe la mayor parte de sustentación generada por el ala donde también se crea una fuerza de fricción o resistencia

inducida; este valor determina si el ala es más eficiente estructuralmente, mas maniobrable y con menos Fuerza de Resistencia a altas velocidades [26].

ESTRECHAMIENTO DEL ALA:

Este parámetro corresponde a la relación entre la cuerda de la punta del ala y la cuerda de la raíz, a partir de los requerimientos operacionales para nuestro proyecto se estableció una dimensión de cuerda final alar (C_f) de 15 cm y una cuerda de raíz (C) de 32cm como se describe en la ecuación 3.54.

$$\lambda = \frac{C_f}{C}$$
$$\lambda = \frac{15}{32}$$
$$\lambda = 0.468$$
(3.54)

El valor de λ hace referencia a la medida de la conicidad del ala, es decir es el estrechamiento del perfil de acuerdo a las medidas establecidas anteriormente, dichos valores se representan en la figura 3.17.

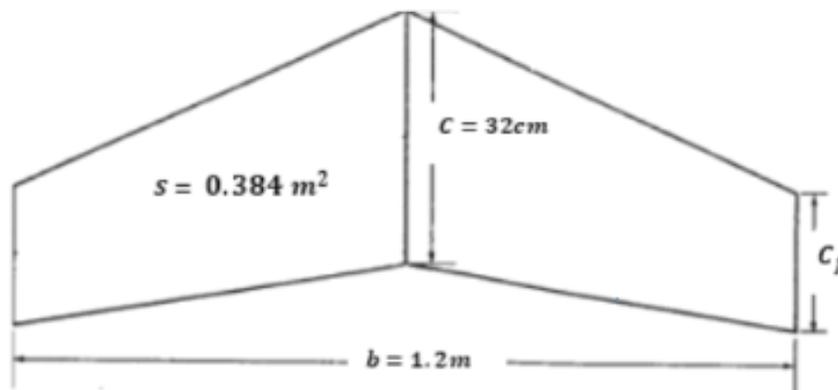


Figura 3.17 Estrechamiento del Ala Zagi, Fuente: Propia.

CUERDA MEDIA GEOMETRICA DEL ALA:

Como los perfiles del ala no suelen ser iguales sino que van disminuyendo hacia los extremos dependiendo de la configuración, lo mismo sucede con la cuerda de

cada perfil C y C_f . Por lo tanto lo normal es establecer una medida de cuerda media entre los dos perfiles aerodinámicos, dada por la siguiente ecuación [26]:

$$\bar{C} = \left(\frac{2}{3}\right) C \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}\right) \quad (3.55)$$

Donde:

\bar{C} = Cuerda media Geométrica del Ala.

C = Cuerda de la raíz.

λ = Estrechamiento del ala.

Sustituyendo las ecuaciones (3.54) y la Cuerda de la raíz establecida en los parámetros iniciales del ala, en la respectiva ecuación (3.55) obtenemos la medida exacta de la cuerda media geométrica del ala:

$$\bar{C} = \left(\frac{2}{3}\right) (32 \text{ cm}) \left(\frac{1 + 0.468 + 0.468^2}{1 + 0.468}\right) \quad (3.56)$$

$$\bar{C} = 24,5 \text{ cm}$$

CENTRO DE GRAVEDAD DEL ALA ZAGI:

Una vez obtenido el respectivo cálculo de la cuerda media del ala, se procede ubicar el centro de gravedad donde se alberga la mayor parte de la carga útil de la aeronave.

Este punto medio generalmente se encuentra localizado a un tercio del borde de ataque del perfil MH 45, mediante una aproximación entre la longitud de la cuerda de la raíz (C) y la cuerda final (C_f), es establece una línea imaginaria que una los dos puntos medios o centros geométricos de las dos cuerdas extremas. Después se prolonga a partir del borde de fuga la cuerda de raíz en la cuerda final con el fin de trazar los dos extremos de estas prolongaciones con una línea que intersecta en la cuerda media (\bar{C}) del perfil como se demuestra en la figura 3.18.

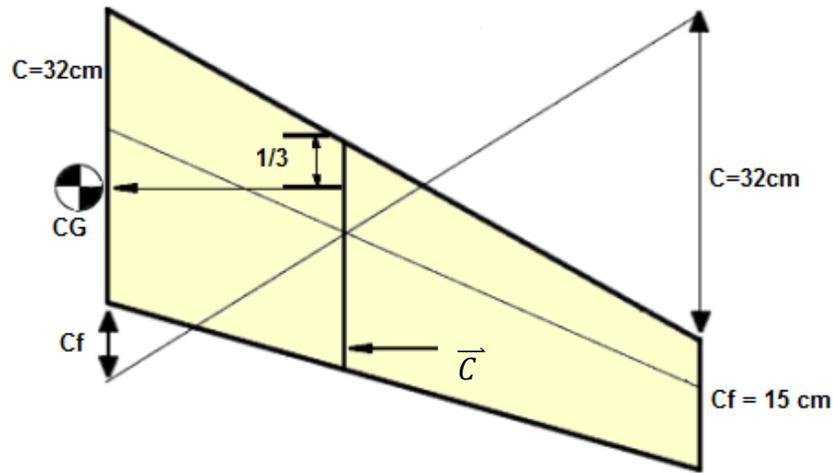


Figura 3.18 Centro de Gravedad del Ala Zagi, Fuente: Propia.

Sobre la intersección se mide un tercio del perfil de \bar{C} y se traza una perpendicular al eje longitudinal que nos dará la situación exacta del **CG** aproximadamente a unos 18 cm sobre la cuerda media; esto determina aerodinámicamente que el peso debe ser correctamente distribuido y posicionado después de los 18 cm del CG para tener un mayor levantamiento y equilibrio de las fuerzas que ejerce la aeronave a través del aire. En la Figura 3.18 se grafica lo descrito anteriormente:

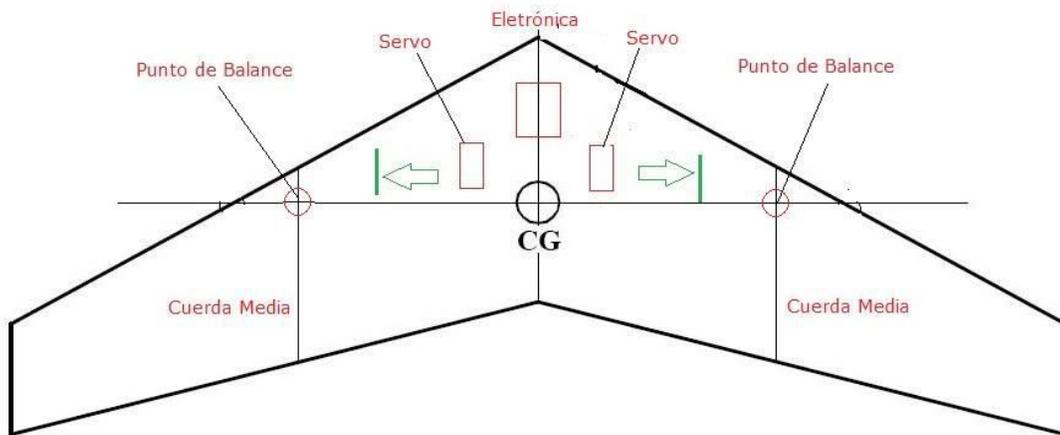


Figura 3.19 Distribución de peso a partir de CG, Fuente: Propia.

ESTIMACION DE PESO:

Este parámetro es de mayor importancia para realizar el diseño estructural de la aeronave, ya que su valor determina la cantidad de peso que va soportar de acuerdo a su configuración y tipo de material.

Para el prototipo aéreo Zagi se consideró seleccionar instrumentación electrónica de peso liviano representada en la tabla 3.4 y materiales de bajo peso como el poli estireno de baja densidad, con el fin de no exceder las limitaciones del peso en la estructura alar y este no fuese a volar.

Tabla 3.4 Pesos de Instrumentación Electrónica del UAV, Fuente: Propia.

INSTRUMENTACION	CANTIDAD	PESO (gr)
Cámara	1	52 gr
Transmisor - Antena	1	34 gr
Batería Lipo	1	193 gr
Servomotor	2	18 gr
Speed Control	1	19 gr
Motor Brushless	1	50 gr
Receptor	1	8 gr
Total		374 gr

Teniendo en cuenta el peso total de la instrumentación electrónica a utilizar; la estructura puede variar dependiendo de los materiales seleccionados, sin embargo la mayoría de los UAV se construyen con materiales compuestos como el poli estireno lo cual permite que la aeronave sea menos pesada y más sustentable y pueda albergar la suficiente carga necesaria; de tal manera que el peso de la estructura de acuerdo a el material a utilizar en la construcción y en las medidas del Ala en 3.1.4 son detalladas en la tabla 3.5:

Tabla 3; Error! Utilice la ficha Inicio para aplicar 0 al texto que desea que aparezca aquí. **5** *Peso Estructural del Ala, Fuente: Propia.*

Elemento	Peso (gr)
Base para cámara	61 gr
Ala (poli estireno, madera, tornillos, base motor,)	759 gr
Total	820 gr

Finalmente sumando los pesos calculados, obtenemos el peso neto de la aeronave ala Zagi:

$$\begin{aligned}
 W &= W_{Estructura} + W_{Instrumentacion} \\
 W &= 820 \text{ gr} + 374 \text{ gr} \\
 W &= 1194 \text{ gr}
 \end{aligned}
 \tag{3.57}$$

3.1.4 DISEÑO ESTRUCTURAL DEL SISTEMA UAV ALA ZAGI

Gracias a los parámetros propuestos y obtenidos mediante cálculos matemáticos, se pueden obtener medidas de la aeronave Ala Zagi; Sin embargo, para continuar con la fase del diseño estructural del ala, hay que tener en cuenta ecuaciones anteriormente mencionadas como la Fuerza de sustentación (Ver en 2.3), la cual determinara el levantamiento necesario del prototipo de acuerdo a los parámetros obtenidos y analizados anteriormente.

En ese mismo sentido, debemos determinar la presión dinámica a partir de la densidad del aire (ρ) y la velocidad de la aeronave (V), por lo tanto se toma en cuenta las condiciones atmosféricas de Colombia con base al estándar internacional atmosférico (ISA – International Standard Atmosphere) con una densidad de aire de **0,93754 kg/m³** y una velocidad aproximadamente de **10,5 m/s**; con el fin de calcular el respectivo valor de la presión dinámica y proceder remplazarlo en la ecuación 2.3 como se indica a continuación:

$$L = C_L q S$$

$$L = (0,9) \left[\left(\frac{1}{2} \right) \left(0,93754 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) \left(10,5 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right) \right] (0,384 \text{ m}) \quad (3.58)$$

$$L = (0,9) (51,68 P_a) (0,384 \text{ m})$$

$$L = 17.860 \text{ N}$$

Una forma de comprobar que el ala del UAV es capaz de soportar la masa del vehículo, es recurrir a la segunda ley de Newton que dice que la fuerza es directamente proporcional a la masa por la aceleración, por esta razón, empleando el resultado de 3.58 y el valor de la aceleración gravitacional $a = 9,8 \text{ m/s}^2$, despejamos la masa de la ecuación 3.1 del presente capítulo.

$$m = \frac{F}{a}$$

$$m = \frac{17,8 \text{ N}}{9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} \quad (3.59)$$

$$m = 1,81 \text{ kg}$$

De esta forma se puede apreciar que el levantamiento (Lift) generado por el ala es el necesario para soportar el peso del prototipo de 1194 gr, teniendo en cuenta lo anterior, a continuación se muestra el gráfico del Ala Zagi con sus respectivas medidas a partir del modelo y parámetros aerodinámicos calculados anteriormente.

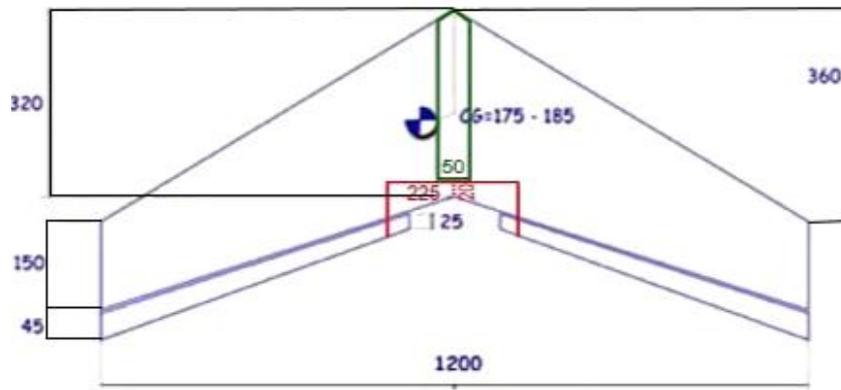


Figura 3.20 Medidas milimétricas del Ala Zagi, Fuente: Propia.

Teniendo en cuenta las medidas obtenidas y analizadas se proceden a realizar el respectivo diseño del prototipo en software CAD como se muestra en la figura 3.21.

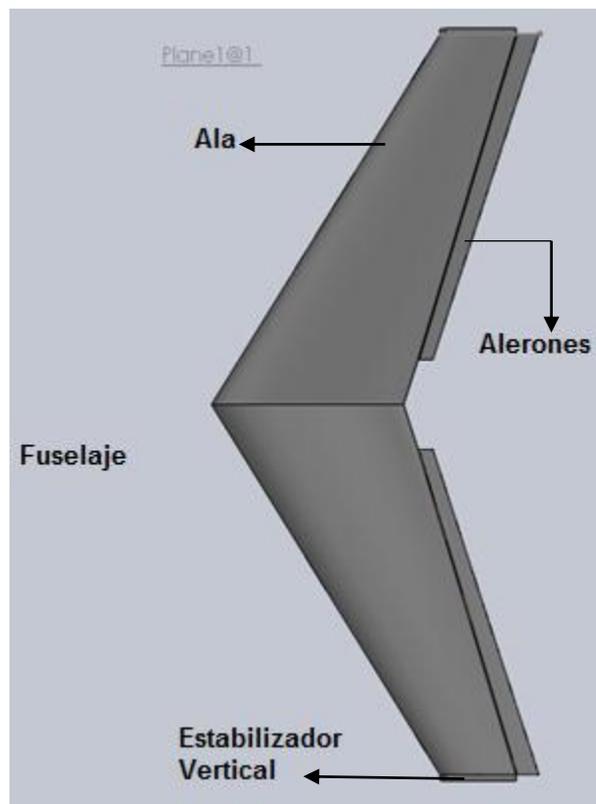


Figura 3.21 Diseño CAD del Ala Zagi, Fuente: Propia.

Este diseño cuenta con dos estabilizadores verticales de 20 cm de ancho por 12 cm de alto acoplados a cada extremo del ala, como lo muestra la figura 3.22.

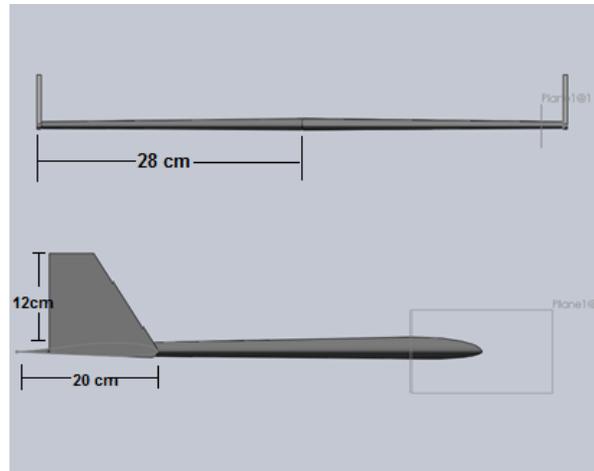


Figura 3.22 Diseño de estabilizadores Verticales, Fuente: Propia.

Además este prototipo aéreo de contar con una superficie de control vertical, se debe tener en cuenta los elevadores de la aeronave conocidos como alerones los cuales son diseñados en XFLR5 con la aeronave Ala Zagi completamente graficada.

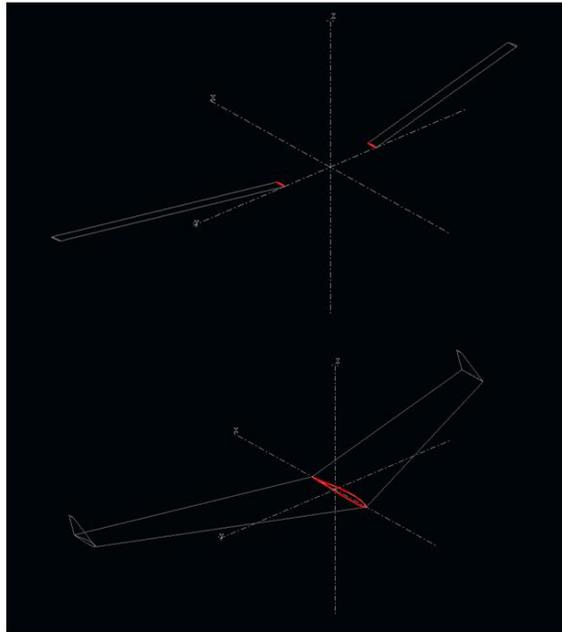


Figura 3.23 Diseño Xflr5 Ala Zagi, Fuente: Propia.

3.2 SUBSISTEMA ELECTRICO

Para este proyecto, se prefirió utilizar circuitería comercial, para tener un prototipo tecnológico con capacidad de realizar un buen funcionamiento en el aire. Los circuitos del prototipo se orientaron con estudios previos basados en sistemas de alto rendimiento, capaces de tener una alta eficiencia en cuestiones eléctricas.

Para empezar, se menciona el motor a utilizar, que genera la fuerza necesaria de empuje y propulsión para el movimiento de la aeronave, más adelante se describen los servomotores encargados de mover los alerones para controlar la dirección del sistema en el aire. Seguidamente se detalla el dispositivo electrónico speed control, encargado de repartir todas las corrientes para los dispositivos conectados a este prototipo, alimentado por una batería Lipo encargado de suministrar el voltaje y corriente necesaria para energizar todo el sistema eléctrico de la aeronave.

Finalmente se describen al receptor turnigy con su respectiva antena encargada de recibir la señal del controlador dirigido en tierra y el sistema en general eléctrico

de toda la aeronave; para estos puntos se realiza el diagrama de control de lazo abierto, donde se mencionan las entradas, el proceso y su salida de todos los sistemas electrónicos.

3.2.1 MODULO DE PROPULSIÓN

Se efectúa el diagrama de lazo abierto mostrando el proceso del motor, para brindarle la propulsión al sistema UAV.



Figura 3.24 Diagrama de lazo abierto del motor para propulsión del UAV, Fuente: Propia.

Entrada, alimentación: Originaria de las baterías LiPo, para brindarle el suministro al motor.

Proceso, motor: el motor gracias a la hélice, genera un fluido a gran velocidad, que genera un empuje de acuerdo con las leyes de Newton.

Para su movimiento y propulsión, los motores en los sistemas UAV son de vital importancia ya sean eléctricos o de nitro; estos motores pueden ser de tipo DC u otros tipologías que son los utilizados más frecuentemente como los brushless que los utilizan específicamente para estos fines. Para cada tarea que realice el sistema aéreo no tripulado, su motor será diferente, y esto se hace con el fin de mantener la mayor eficiencia posible, para cumplir su función correctamente, y no presentar fallas en el aire.

Lo más utilizados para este sistema son los motores brushless. Estos motores son los más utilizados que los dc en estos tipos de vehículos aéreos no tripulados, ya que la relación entre potencia y peso es bastante relevante porque son de menor tamaño y con igual o mayor potencia. Esto implica que la cantidad de energía eléctrica que se transforma en energía mecánica es mucho mayor. Los brushless

cumplen la misma función que un motor común DC, pero reemplaza algunas partes como el conmutador y las escobillas por *switches* de estado sólido que funcionan con una lógica para la conmutación de los embobinados y esto requieren que el mantenimiento no sea tan periódico. La composición de estos motores está el rotor por primera parte el cual es un elemento magnético permanente y el estator está formado por embobinados al igual que un motor AC de varias fases, posteriormente se encuentran los devanados y finalmente el resto de elementos. Alguna de las ventajas de estos motores es el mayor rendimiento, mayor eficiencia que quiere decir que tiene menor perdida de calor, su pero es mucho menor para la misma potencia, requieren tener menos mantenimiento al no tener escobillas y el rango de velocidad es muy elevado al no tener limitación mecánica. Y algunas desventajas es que tiene un mayor coste de construcción, el control es caro y complejo por lo que siempre hace falta un control electrónico que lo maneje que a veces duplica el costo del mismo [27].

Salida, propulsión: Proceso en el que el motor le da el empuje al sistema aéreo para dirigirse de un lugar a otro. Para el proyecto, este sistema de propulsión está situado en la parte trasera de la aeronave, para no generar ruido o interferencia a los sistemas electrónicos instalados en el fuselaje. En la **figura 3.25**, se ve la conexión de todas las salidas del motor, que parten desde el controlador de corriente para un correcto funcionamiento.

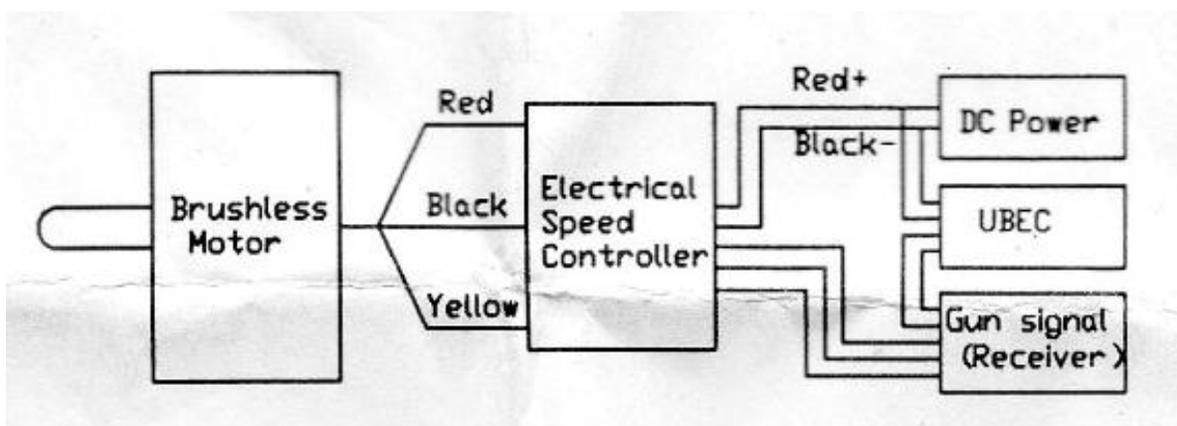


Figura 3.25 Conexión motor Brushless, Fuente: Datasheet D2826.

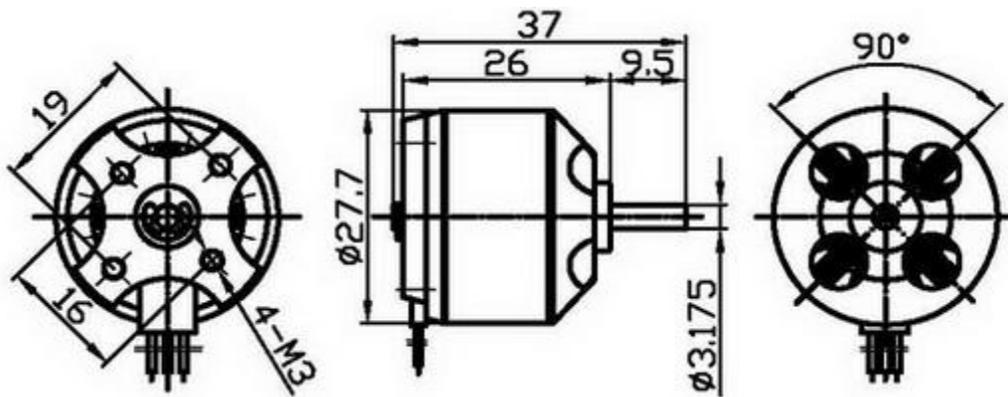


Figura 3.26 Dimensiones Motor BRushless, Fuente: Datasheet D2826.

En la **tabla 3.6**, se muestra una serie de aspectos relacionados para cada referencia de motor D2826, como el voltaje que se aplica para su funcionamiento, los rpm que varían según el tipo referencia, el tirón máximo, el peso que es fundamental para sistemas aéreos, ya que influye demasiado en su sustentación al igual que el tamaño, y por último la batería que se debe utilizar según el informe del motor.

Tabla 3.6 Características Técnicas de los motores Brushless, Fuente Datasheet D28226.

Modelo	Voltios	KV(rpm/v)	Tirón Máximo	Peso	Tamaño Motor	Máximo Poder	ESC(A)	Batería
D2826-6	7.4V – 11.1V	2200	960g	50g	φ27.7 * 26mm	342 w	40 A	LiPox2/7*4
D2826-10	7.4V – 11.1V	1400	780g	50g	φ27.7 * 26mm	205 w	40 A	LiPox2/9*4 .7
D2826-13	7.4V – 11.1V	1000	660g	50g	φ27.7 * 26mm	150 w	40 A	LiPox2/11* 7
D2826-15	7.4V – 11.1V	930	645g	50g	φ27.7 * 26mm	130 w	40 A	LiPox2/12* 6

3.2.2 MODULO DE ORIENTACION Y MOVIMIENTO

Se efectúa el sistema de lazo abierto mostrando el proceso de los servomotores para brindarles una orientación al sistema UAV en el aire.



Figura 3.27 Diagrama de lazo abierto para servomotor, Fuente Propia.

Entrada, alimentación: Originaria de las baterías LiPo, para brindarle el suministro a los servomotores y es controlado por el radiocontrol a través de un receptor de señal inalámbrico.

Proceso, servo: Un servomotor es un dispositivo actuador, que opera entre los 4 y los 8 voltios y tiene la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación por lo cual puede mantenerse estable en dicha posición y depende de la duración de nivel de alto de la señal. Está formado por un motor, una caja reductora y un circuito de control.

Para este sistema se utilizó dos servomotores de nueve gramos, porque brinda un buen desempeño en la aeronave debido a su peso y se ajusta perfectamente a los valores requeridos. Se situaron en la mitad de cada semi ala, así buscando su centro de gravedad y su total estabilidad, para que no fueran a desestabilizar el aeronave en el aire; estos servomotores fueron incrustados dentro del hicopor de 30% de densidad, para no tener problemas con los vientos cruzados en el momento de un aterrizaje y van encajados a dos semi varillas que van situadas a lo largo del ala y conectados o insertados posteriormente a los alerones del sistema aéreo tipo UAV

En la **tabla 3.7**, se observan los parámetros del servomotor de 9 gr, como también sus características para su buen funcionamiento, como por ejemplo la velocidad de carga, torque sin movimiento, que son de vital importancia para saber lo que estos dispositivos son capaces de soportar y ajustar así los pesos al cual se va a

trabajar. La temperatura de trabajo, juega un papel muy importante ya que a la gran altura que opera este prototipo, el tiempo cambia notablemente.

Tabla 3.7 Características técnicas de servomotores de 9 gr, Fuente: Datasheet Micro Servomotor.

Velocidad sin carga	Torque sin movimiento	Temperatura de trabajo	Voltaje de operación	Corriente de trabajo	Longitud de cable	tamaño	Peso
0,12 segundos/ 60 grados (4.8V)	1.6 kg / cm (4.8V)	-30 ~ +60 grados centígrados	: 4.8V-6V	menos de 500mA	180mm	22mmx12.5mm	9 gr

Peso (g)	9
Torque (kg)	1.6
Velocidad(Sec/60deg)	0.12
A(mm)	29
B(mm)	23
C(mm)	26
D(mm)	12
E(mm)	32
F(mm)	16

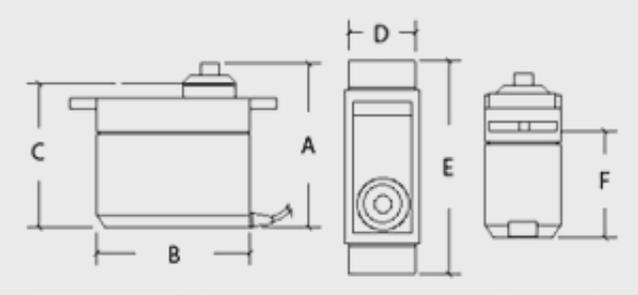


Figura 3.28 Micro servomotor de 9 gr, Fuente: Datasheet HX T900.

Salida, orientación: Proceso en que los servomotores según la señal que reciben del radiocontrol, giran cierto número de grados para así hacer mover los flaps ubicados en la parte trasera del ala, brindando un control tanto de giro a la izquierda, derecha, subir o bajar y llegar a tener el control total del aeronave.

3.2.3 MODULO DE DISTRIBUCION Y CONTROL DE VELOCIDAD

Se efectúa el sistema de lazo abierto, observando el proceso de variación de velocidad del motor y control de corrientes a todos los sistemas electrónicos equipados en la aeronave UAV

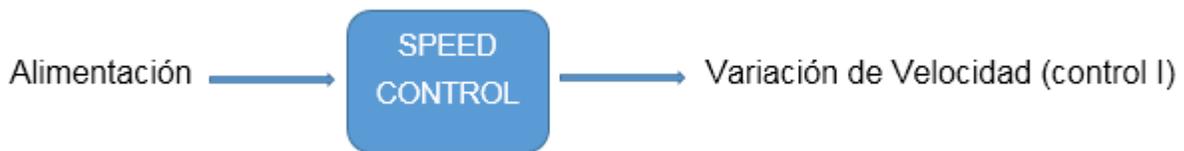


Figura 3.29 *Diagrama de Lazo Abierto del speed control, Fuente: Propia.*

Entrada, alimentación: Originaria de las baterías LiPo, para brindarle el suministro al dispositivo electrónico speed control para realizar su respectiva tarea.

Proceso, Speed Control: Estos dispositivos son de vital importancia en cuanto al control de velocidad de los motores. Ellos proporcionan una señal pulso a los motores para realizar un cambio en RPM y generar un movimiento multicoptero resultante. Estos speed control o controladores de velocidad tienen un límite de potencia, entre más pesado o costoso, su potencia es mayor. Si en nuestro sistema tenemos un amperaje máximo de 13 amperios, un controlador con un nominal de 15 amperios será suficiente porque en el caso de que sea mucho menor el amperaje se puede llegar a sobrecalentar y posiblemente fallar. Algunas características comunes de los controladores es el punto de corte de baja tensión el cual corta la energía a los motores cuando el voltaje tiende a caer, esto así protegerá a todo el sistema incluyendo los sistemas de alimentación del prototipo. Algunos de estos speed control, pueden ser programados para tener múltiples respuestas en cuanto a aceleración, ajustar el límite de corte de tensión, invertir la dirección de motores y demás [28].

En nuestro proyecto se escogió el speed control turnigy, por su ligero peso y su manera de realizar las funciones asignadas tiene una adaptabilidad perfecta al momento de instalarlo sistema aéreo. Estos dispositivos son utilizados en sistemas UAVs, para repartir corrientes tanto a servos, motor como al receptor. Estos speed control utilizan una electrónica sofisticada, utilizando transistores JFET puestos en paralelo. Son alimentados por una batería y suministran energía de 6V a receptor, servos y al motor que le da el impulso a estos sistemas. Existen ESC (Electronic Speed Control) también llamados, totalmente programables,

programando parámetros como variaciones a lo largo del tiempo el cual dure la batería que lo alimenta. Como por ejemplo variar la velocidad máxima, la frenada máxima del motor, el ajuste del motor en neutro mientras el dispositivo UAV planea, o también puede controlar el arranque ya sea lento o brusco que consta del par de arranque o torque del motor eléctrico en corriente continua.

Tabla 3.8 Características de semiconductores, Fuente: Tomada de [28]

Fabricante	Circuito	Canal N	Canal P
Hitachi	HAT3004R	110 (Vgs=4V, Id=3A)	340 (Vgs=-4V, Id=-2A)
International Rectifier	IRF7389	46 (Vgs=4.5V, Id=4.7A)	98 (Vgs=-4.5V, Id=-3.6A)
Fairchild	FDS4501	23 (Vgs=4.5V, Id=7.6A)	46 (Vgs=-4.5V, Id=-5.6A)
NEC	μ PA1792	36 (Vgs=4.5V, Id=3.4A)	54 (Vgs=-4.5V, Id=-2.9A)
Infineon	BSO215C	150 (Vgs=4.5V, Id=3A)	150 (Vgs=-4.5V, Id=-3A)
Vishay	Si4562DY	25 (Vgs=4.5V, Id=7.1A)	33 (Vgs=-4.5V, Id=-6.2A)

En la **tabla 3.8**, se muestra las características de los semiconductores que son utilizados en el dispositivo electrónico speed control. También se considera el tipo de voltajes que se introducen en el canal N y en el canal P; según el fabricante tienen diferentes características.

En **la figura 3.30** se observa el circuito interno del speed control y por donde pasa su respectiva corriente para su correcto funcionamiento mediante líneas de color, correspondientes a la relación cuando se da la orden de marcha del motor hacia adelante (Rojo) y atrás (Azul) según sea el movimiento requerido por el operador.

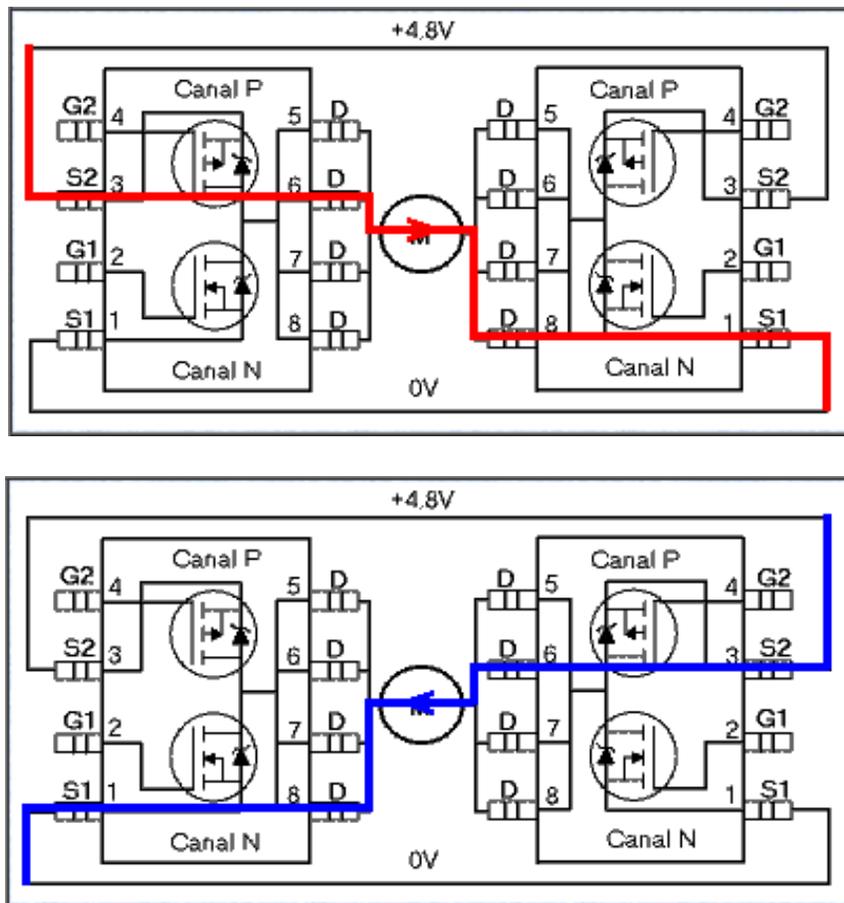


Figura 3.30 Circuito Electrónico Speed Control, Fuente: Tomada de [29].

Los transistores FET se conectan al motor como la muestra la imagen mediante líneas que indica la conducción de corriente para cada sentido de marcha del motor, estos transistores son activados por un pulso de tensión en los puertos G, que son próximos a 0V para las puertas G2 de los transistores del canal P superiores, y próximos a 4.8 para los puertos G1 de los transistores de canal inferiores. Para bajar la velocidad los pulsos son de corta duración. Si esta se aumenta, aumentara la velocidad y si la conducción es continua la velocidad será máxima [29].

Salida, variación de velocidad (control I): Proceso en el que el sistema electrónico, controla la velocidad del motor para tener una mayor o menos fuerza de empuje; en algunos casos se utiliza para subir la aeronave o tener un poco de menor

fuerza, en el momento de hacer giros, aterrizajes o despejes. Este sistema electrónico es de vital importancia para los otros dispositivos insertados en el fuselaje del aeronave ya que regula la corriente enviada a cada uno de ellos, generando una seguridad en el momento de tener problemas con el aeronave cuando opere en el aire.

3.2.4 MODULO DE POTENCIA

Se efectúa el sistema de lazo abierto, observando el proceso de las baterías LiPo para alimentar a los demás dispositivos electrónicos.



Figura 3.31 Diagrama de lazo abierto de proceso Batería Lipo, Fuente: Propia.

Entrada: proceso por el cual la carga le da el poder de alimentación la batería LiPo.

Proceso, batería: la alimentación o potencia, es una de las funciones más importantes para el sistema ya que les manda la energía necesaria para que todos los dispositivos electrónicos enciendan y funcionen correctamente. Este tipo de baterías pueden ser constituidas por una fuente de alimentación y una resistencia, en cuanto la batería se va usando, el valor de la resistencia aumenta y por lo tanto la caída de tensión en este elemento, por lo que sale la siguiente formula.

$$V_{out} = V_{in} - (R_{in} I)$$

En la **figura 3.32**, se observa el circuito básico de las baterías.

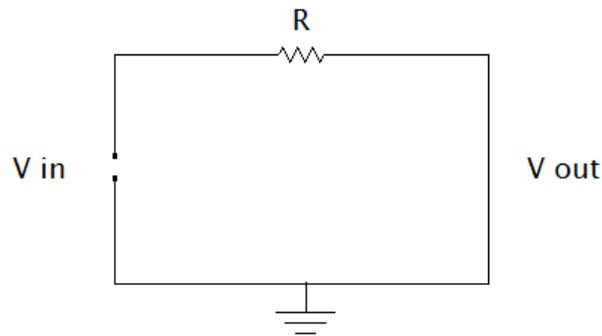


Figura 3.32 Circuito Eléctrico de la Batería Lipo, Fuente: Propia.

Las características más relevantes de una batería están dadas por el voltaje nominal, y por supuesto por su capacidad de almacenamiento. En una batería ideal el voltaje se va a mantener constante hasta el momento que la batería se descargue por completo. En nuestro proyecto, esta función es de vital importancia ya que si se va descargando paso a paso, podríamos tener problemas con el motor y nuestro prototipo no funcionaría correctamente quedando en pérdida y ocasionando grandes daños para el mismo. Entonces se tiene que la energía en vatios hora es igual a los voltios por la capacidad de almacenamiento, que está dada por el fabricante de baterías [30].

El diseño basado en polímeros, ayuda a simplificar la caja metálica de algunas antiguas baterías como las tubulares, lo que las hace más flexibles e ideales para este tipo de proyectos. Asimismo constan de un número de capas internamente para ser adecuado funcionamiento y comienza con un separador, seguida de una placa de ánodo, otro separador, y otra capa de cátodo. Internamente también constituye un electrolito, un terminal positivo, una tabla de cátodo, una válvula de escape de gas, una empaquetadora y su respectivo terminal negativo y positivo como se muestra en la **figura 3.33**.

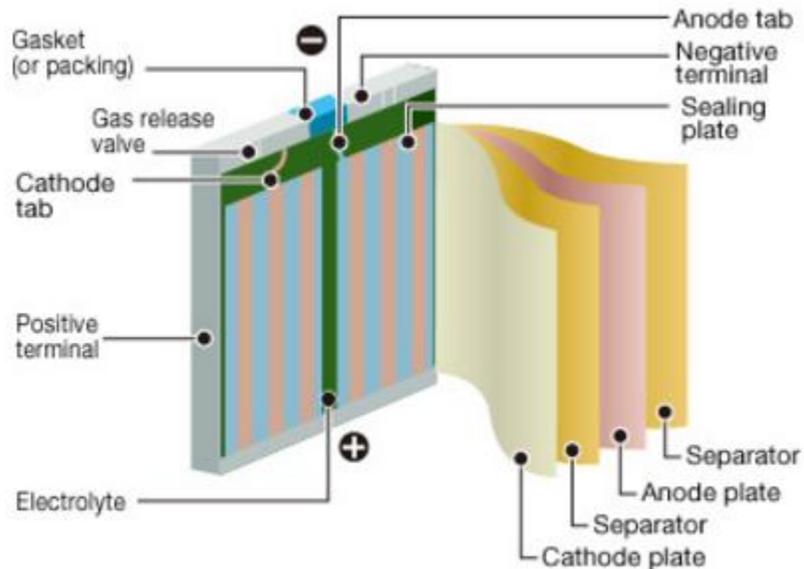


Figura 3.33 Esquema general de las capas de la batería Lipo

3.2.5 MODULO DE COMUNICACIÓN

Se efectúa el sistema de lazo abierto, observando el proceso de recepción de datos enviados por el radiocontrol para el control de los dispositivos electrónicos (servomotor, motor brushless).



Figura 3.34 Diagrama de lazo abierto Receptor, Fuente: Propia.

Entrada, transmisión: proceso por el cual, el radiocontrol desde tierra envía la señal digital para el pertinente movimiento o control total de todo el sistema electrónico, para tener una estabilidad y buen funcionamiento de la aeronave en el espacio aéreo.

Proceso, receptor: En el proyecto se requiere un sistema transmisor y receptor, capaz de mandar y recibir las señales del radio control para el perfecto

funcionamiento del aeronave en el aire con un alcance aproximada a 100m y que tenga un precio asequible para todo tipo de usuarios. Estos sistemas tienen un rango entre 100m y 1000m dependiendo de las condiciones en el cual se operen. Este nuevo receptor ha mejorado mucho con respecto a anteriores modelos ya que se ponen todos los dispositivos electrónicos sobre la misma placa y de una forma más organizada. El diseño eléctrico ha sido modificado ligeramente y el mismo chip trasmisor – receptor de 2.4 Ghz se usa como en la versión anterior.

En nuestro proyecto se tomó la decisión de utilizar de utilizar el receptor turnigy, ya que maneja los canales requeridos para la conexión de los dos servos (9gr) del prototipo, que le brinda la orientación al sistema. Así mismo maneja una frecuencia de 2.4 Ghz generando tiempo de reacción de manera muy rápida por si pasa alguna falla y no generando ninguna interferencia en caso de que se presenten más dispositivos similares. Las dimensiones de este dispositivo, son de 52x35x15mm y su peso es de 18 gr. En la siguiente figura se muestra la respectiva conexión de la instrumentación de orientación y control de velocidad y corriente al dispositivo TGY IA6.

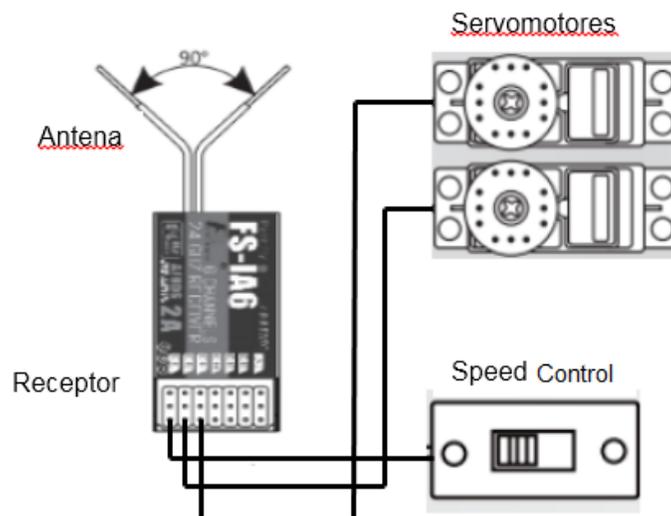


Figura 3.35 Conexión Receptor TGY – IA6, Fuente: Propia.

En nuestro diseño de la aeronave este dispositivo encaja de forma adecuada gracias a su fácil funcionamiento. Su manera de operar consta de poner el puente en cada receptor, más adelante, insertar la batería en cualquiera de los canales libres y que aporte el voltaje correcto. En este momento, empieza a parpadear el led rojo del receptor turnigy. Ya teniendo el modulo emisor listo, se pulsa el botón del módulo del emisor, hasta que parpadee y se apague la emisora. En este momento queda sincronizada la emisora tanto del receptor como del trasmisor.

Transmisor - RC832

En este sistema de comunicación, también se utiliza el dispositivo electrónico RC832 el cual transmite los datos o manda la imagen desde el aeronave en el aire (UAV), hasta el sistema en tierra (gafas - monitor). En la figura 3.36 se muestra el transmisor con su respectiva configuración:

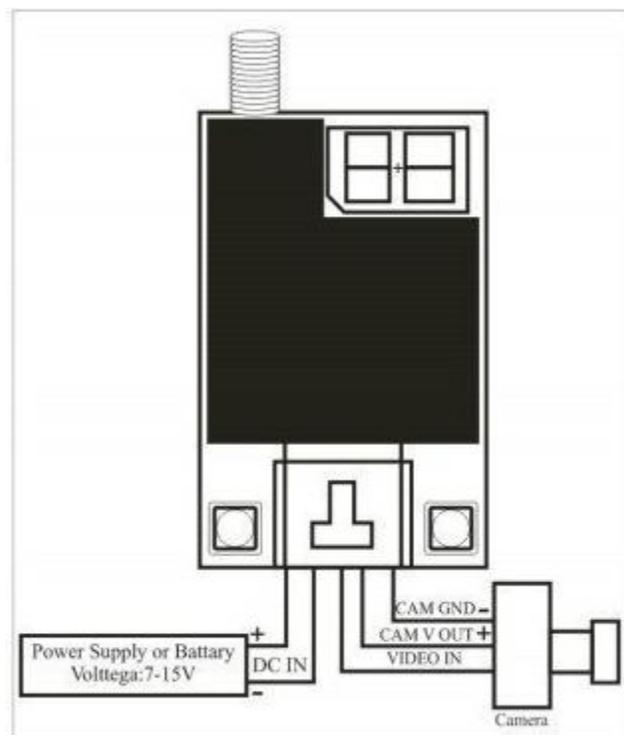


Figura 3.36 Esquema de conexión Transmisor TS 832, Fuente: Propia.

El RC se adapta de una buena forma ya que su peso es mínimo y la forma digital de transmitir los datos presenta pocas fallas. Este módulo tiene dos botones como el canal trasmisor y tiene dos salidas AV, el cual son utilizadas para el audio y video. En nuestro caso se utiliza para el monitor y para los anteojos o para grabar el video respectivo. Cuenta con una memoria de frecuencia que cuando se apaga el canal va a guardar la última frecuencia que estaba utilizando. Este dispositivo se alimenta de la misma batería LiPo que se utiliza para alimentar a todo el sistema UAV como se demuestra en la figura 3.37.

Salida. Señal dispositivos: El receptor procesa la señal enviada por el Transmisor y se encarga de visualizar la imagen captada desde la cámara del sistema aéreo UAV en la estación tierra.

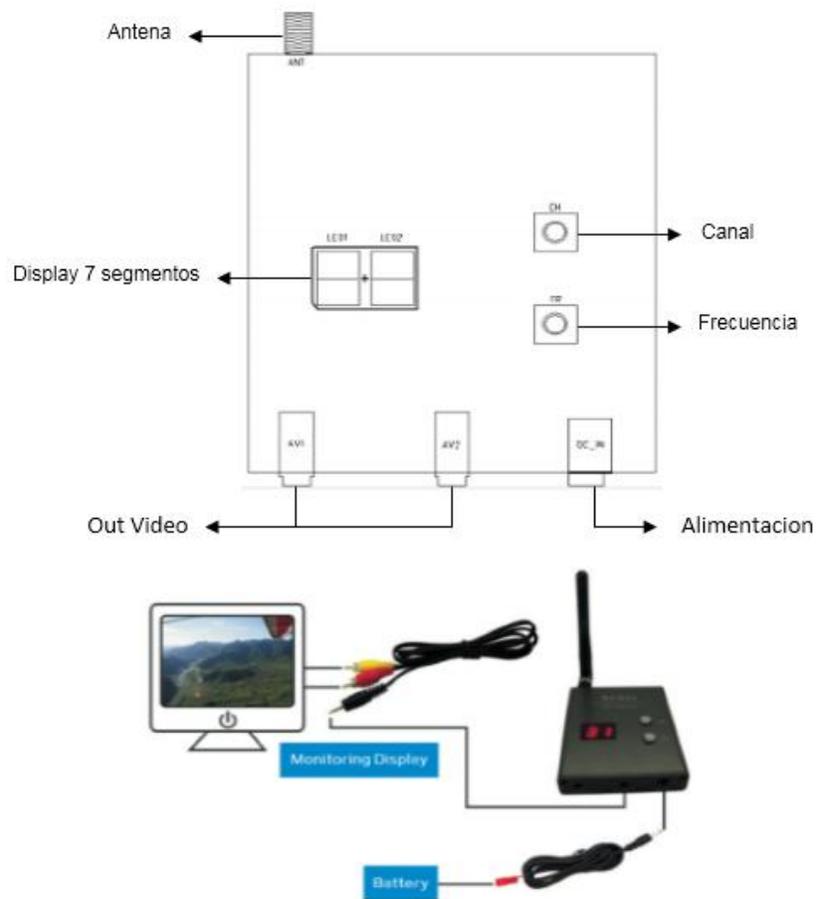


Figura 3.37 Esquema de Conexión Receptor RC 832, Fuente: Datasheet.

3.2.6 MODULO DE VISION

Este módulo hace referencia al sistema de visión de la aeronave y el de la estación tierra, sin embargo, para la realización de esto, se debe primero seleccionar la cámara más adecuada que cumpla los requerimientos del diseño, teniendo en cuenta el peso y funcionalidad para cumplir necesidades requeridas por el sistema UAV a través del aire.

En la tabla 3.9 se describen las cámaras más utilizadas frecuentemente en visión artificial para sistemas aéreos remotamente controlados:

Tabla 3; *Error! Utilice la ficha Inicio para aplicar 0 al texto que desea que aparezca aquí..9 Cámaras para selección del sistema de visión del UAV, Fuente: Propia.*

Cámara	Descripción
<p data-bbox="323 968 483 995">GoPro Hero</p> 	<p data-bbox="613 982 1385 1276">Esta cámara es un sistema compuesto por la mejor tecnología en sensores que permite capturar y compartir fácilmente imágenes, capaz de grabar video 1080p30 y 720p60 de alta calidad, fotos de 5MP a 5fps. La Hero está integrada en una carcasa resistente con dimensiones de fábrica de 3.9 x 5.3 x 33 centímetros y aproximadamente con un peso no menor a los 111 gramos, cuenta con una batería recargable de 1180 mA pero sin Zoom Digital ni pantalla LCD.</p>
<p data-bbox="228 1367 581 1394">Flir Vue Pro con Grabación</p> 	<p data-bbox="613 1304 1385 1661">Esta cámara es diseñada para uso profesional en especial para imágenes termografías de áreas de difícil acceso, utiliza conexión USB de 10 – pin para la entrada de alimentación y descarga de datos, cuenta con la posibilidad de manejar los controles de la cámara sin tener que portar un ordenador al lugar de vuelo ya que este se visualiza usando solo un Smartphone. Graba videos termo gráficos de 8 bits en MJPEG o H.264 e imágenes de 14 Bits en una tarjeta Micro – SD extraíble y sus dimensiones de tamaño son de 5,7cm x 4,44 cm con Lente incluido con un peso aproximado a los 90 gramos.</p>
<p data-bbox="305 1734 505 1761">Walkera iLook+</p>	<p data-bbox="613 1675 1385 1829">Esta cámara es la más utilizada en micro vehículos aéreos de ala fija y drones; es una cámara HD con una distancia de visualización máxima de 300m, tiene una resolución de video de alta definición de 1920 por 1080p para obtener formatos de videos e imágenes. Su tensión de</p>

	<p>alimentación es de 3.7 a 5 voltios y cuenta con una antena y estructura para fijar en el vehículo aéreo, sus dimensiones por la fábrica son de 82mm de ancho por 41mm de alto con un peso neto de 81 gramos sin estructura.</p>
<p>Foxeer Legend 1</p> 	<p>La cámara de acción Foxeer es pequeño y ligero de tan solo de 52 gramos, está equipado con un procesador de Ambarella A7LS y sensor CMOS BSI R 16MP Sony Exmor. Usando 7G lente de cristal óptico de 166 ° de ángulo ultra amplio, también tiene anchos, estrechos, opciones normales para la selección. 1080P 60 cuadros por segundo de grabación le permite capturar cada momento a la perfección. Puede capturar imágenes fijas o 16MP fotos de lapso de tiempo a intervalos fijos entre 3 y 60 segundos. La cámara cuenta con exclusiva tecnología de control inalámbrico UAV I + D capturar, de forma inalámbrica pueden activar las funciones de foto / vídeo por UAV mando a distancia.</p>

Teniendo en cuenta la tabla anterior y los requerimientos de la empresa, se decidió seleccionar la cámara Foxeer Legend 1 por obtener características funcionales y dimensionales que se adecuan perfectamente al prototipo Ala Zagi. En comparación a las otras, esta cámara cuenta con una tecnología de control inalámbrica eficiente para la captura de imágenes y videos a larga distancia, ya que su alcance es muy amplio para cubrir áreas extensas desde el aire.

El peso de la instrumentación electrónica de la aeronave es de vital importancia y esta cámara cumple perfectamente uno de los parámetros de diseño por su bajo peso, lo cual beneficia el comportamiento en el aire garantizando una mayor estabilidad y equilibrio en la aeronave.

3.2.7 MODULO DE CONTROL

Se efectúa el sistema de lazo abierto, observando el proceso del control del radio y él envió de señal al dispositivo receptor instalado en la aeronave.



Figura 3.38 Diagrama de lazo abierto para radiocontrol, Fuente: Propia.

Entrada, alimentación: originaria de las baterías LiPo, para brindarle suministro al dispositivo electrónico radiocontrol TURNIGY – i6, para realizar el respectivo control del sistema.

Proceso, radiocontrol: para controlar el UAV en el aire, se utiliza un radiocontrol remoto turnigy – i6, el cual es un transmisor de telemetría que es una tecnología utilizada para el envío de señales a grandes distancias y por comunicación inalámbrica; estos sistemas reciben las instrucciones y los datos necesarios para operar desde el radiocontrol. Seguidamente, cuenta con seis canales de entrada, que utilizan el sistema digital hopping. Este número de canales en este prototipo uav, son de gran importancia porque con uno de ellos se va manejar el motor que da la potencia y empuje al aeronave para su funcionamiento; los dos canales siguientes manejan cada uno de los servos para la dirección de la misma. El siguiente canal del radiocontrol, está conectado a la cámara o al sistema de visión para tener un recorrido de 180 grados de forma horizontal para visualizar un mejor panorama.

El radiocontrol utiliza la tecnología de espectro ensanchado de frecuencia automática y confiable, que consta de un espectro de frecuencia mucho más amplio que el mínimo ancho de banda que se puede utilizar para envíos de toda la información. Para esta tarea, se intercambia el ancho de banda el cual transmite por una densidad de potencia menor y una mayor, rechazando la información de la misma banda de frecuencias [31].

Salida: proceso en el que el radiocontrol turnigy i-6, envía señales digitales al receptor para poder tener un control del motor de potencia, los servomotores que

le dan la dirección a los alerones y el servomotor que realiza el giro de 180 grados al sistema de visión para mejorar el panorama.

3.2.8 MODULO DEL SISTEMA UAV EN GENERAL

En este módulo, se ve una serie de imágenes, que nos explica de manera general, las conexiones que tienen algunos subsistemas del proyecto tanto de los que van conectados al sistema UAV tipo ala fija, como también los que están en tierra, obteniendo la imagen de seguridad. En la figura 3.39, se muestra de manera general el sistema de control de todo el sistema en usual.



Figura 3.39 Diagrama de lazo abierto de proceso general del proyecto, Fuente: Propia.

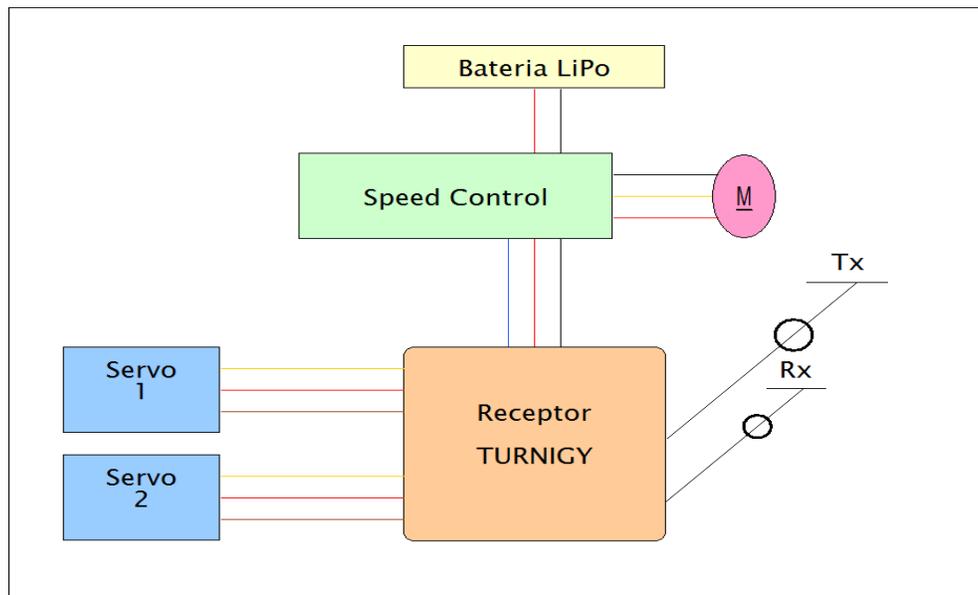


Figura 3.40 Diagrama conexión circuito general del UAV, Fuente: Propia.

En la figura Figura 3.40 se observa la batería LiPo, la cual se encarga de entregarle la energía a todo el circuito por medio de dos cables positivo (rojo), (negativo (negro)). Esta batería LiPo está conectada el speed control que es el

encargado de brindarle la velocidad de rotación o cambios de dirección al eje del motor eléctrico, como también proveer y repartir la corriente eléctrica a todo el circuito según lo requiera. A este speed control está conectado el receptor Turnigy, que su función es recibir y mandar las señales por medio de un transmisor y un receptor como también de controlar la posición del tanto el servo número uno como el servo número dos.

4. IMPLEMENTACION DEL SISTEMA AEREO NO TRIPULADO ALA FIJA

Para la implementación del prototipo, se tuvo en cuenta los requerimientos totales del sistema como el tamaño, peso y el fácil manejo del UAV propuestos por el propietario de la empresa de seguridad privada. Este sistema se desarrolla con el fin de crear una herramienta de fácil manejo para este tipo de empresas que prestan el servicio de seguridad y vigilancia aérea en zonas rurales del departamento del Cauca.

Este sistema en su implementación, cuenta con una serie de pasos a seguir, para llegar a su construcción total. Consta de una estructura en icopor de densidad 30%, sus pertinentes refuerzos en madera y su parte electrónica. Seguidamente se muestran los pasos a seguir de una manera más detallada para realizar la implementación del prototipo ala Zagi.

4.1 ESTRUCTURA DEL ALA

Se muestra una serie de pasos para el desarrollo e implementación del sistema UAV tipo ala fija.

1. Se obtiene la lámina de icopor de densidad 30%, para tener una mayor resistencia a golpes o a caídas, es fabricado en Medellín y sirve para realizar el trazado de las dos semi alas. Esta rebana de icopor viene con unas medidas específicas de 1m² x 5 cm de ancho.
2. Sobre la lámina de icopor se hace el trazado de la semi ala como se muestra en la figura 4.1, para obtener las dos partes totalmente perfectas y realizar el respectivo corte.

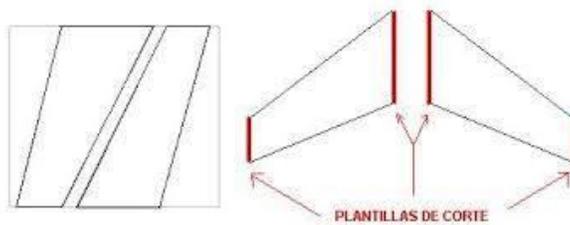


Figura 4.1 Diagrama de corte de lámina de icopor, Fuente: Propia.

3. Se ejecuta el corte del plano de las dos semi alas cuadradas sin ningún perfil alar hasta el momento, para obtenerlas por separado.
4. Se corta el perfil alar MH45 *figura 4.2* en madera de tipo triplex, la cual se inserta en la unión de las dos semi alas *figura 4.3* y en el extremo de cada una de ellas. Este corte también se aprovecha para tener un molde en el momento de hacer la cortadura del perfil del icopor del 30%. Las medidas de estas plantillas es de 32 cm de ancho para la mitad y para el extremo es de 15 cm.

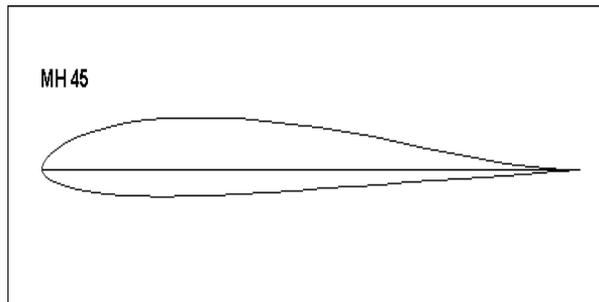


Figura 4.2 Perfil alar MH45, fuente: Propia.



Figura 4.3 Plantilla en triplex para la unión de las dos semi alas, Fuente: Propia.

5. Se ubican los perfiles de las semi alas cuadradas previamente cortadas sobre una parte plana y en los extremos de cada uno de ellas tanto inicial como final se pegan los perfiles MH45 *figura 4.4* en triplex para tener un molde previo y posteriormente se realiza el corte del perfil por medio de un rectángulo de madera en que uno de sus lados tiene un cable de microm (metálico), conectado a un circuito continuo de energía de 110v. Ya cortado los perfiles, quedan listo para su posterior unión como se muestra en la Figura 4.5.



Figura 4.4 Plantilla en triples en el extremo y final para su respectivo corte,
Fuente: Propia.



Figura 4.5 Semi alas lista para su respectiva unión, Fuente: propia.

6. Para darle una estabilidad o un exoesqueleto al ala, se realiza una canal de 1cm de profundidad x 1cm de ancho, a 3 cm del borde de ataque del prototipo. Posteriormente se inserta una barra de madera de 1cm de ancho en la respectiva canal como se muestra en la figura 4.6.



Figura 4.6 Corte de madera para exoesqueleto del ala, Fuente: Propia.

7. Se pegan los dos perfiles MH45 con el perfil de madera en la mitad, para tener una mayor resistencia en el momento del aterrizaje o de golpes del sistema figura 4.7.



Figura 4.7 Unión de las semi alas, Fuente: Propia.

8. A 17cm por adelante del borde de ataque, se hace otro canal de 1cm de ancho x 1 cm de profundidad como el punto anterior y se refuerza de nuevo con madera de 1cm² para realizar totalmente el exoesqueleto del prototipo, se endurece con silicona líquida y se tapa con cinta para evitar caídas de la madera de refuerzo como se muestra en la figura 4.8. Esto ayuda a tener una mayor estabilidad del sistema y que su ángulo de diedro no cambie en el momento que se realice el vuelo.



Figura 4.8 Ensamblaje de exoesqueleto del prototipo, Fuente: Propia.

9. Sobre la cuerda central de las dos semi alas, de acuerdo con el motor y el tipo de hélice que se utiliza, se rompe en forma de semi rectángulo como se muestra en la figura 4.9 para darle espacio al giro de la hélice. A 10cm a la derecha de la cuerda y 10 cm a la izquierda ya que las hélices utilizadas la que mayor longitud tiene es de 8 cm.



Figura 4.9 Prototipo con corte de semi rectángulo para hélice, Fuente: Propia.

10. se liga toda el ala junta, para poder pegar el vinilo en la aeronave. Se forra en vinilo con una determinada estela de colores para que le de consistencia al ala, también le da protección ya que compacta el icopor de alta densidad y por último se escogen los colores para tener una buena visualización en el aire en el momento de volarla como se observa en la figura 4.10 y 4.11.



Figura 4.10 Figura del prototipo en la parte superior con su respectivo vinilo para su visualización, Fuente: Propia.



Figura 4.11 Figura del prototipo de la parte inferior con su respectivo vinilo para su visualización, Fuente: Propia.

11. Sobre la parte inferior del ala, se pegan los alerones previamente cortados con cinta gris que es de poco peso como se observa en la figura 4.12, y actúa como una bisagra en el momento de realizar los respectivos movimientos de los mismos.



Figura 4.12 Figura del prototipo con los alerones en cada semi-ala, Fuente: Propia.

12. En la parte delantera de los alerones se hace un orificio en el que se compacta una tuerca y un tornillo para poder instalar los “cuernos” como se muestra en la figura 4.13, los cuales se le instala una varilla como se observa en la figura 4.14 que va desde los alerones hasta el servomotor que le brinda el respectivo movimiento.



Figura 4.13 Figura de los “cuernos” instalados en el prototipo, Fuente: Propia.

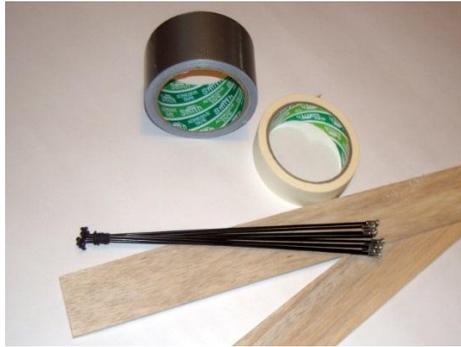


Figura 4.14 Figura de varilla utilizada para darle el movimiento desde servomotor
Fuente: Propia.

13. Por encima del centro de gravedad sobre la cuerda principal a 17 cm se ubica cada servomotor y se hace la instalación de la varilla con los “cuernos” previamente instalados como se muestra en la figura 4.15.



Figura 4.15 Instalación de la varilla con el servomotor para su pertinente movimiento, Fuente: propia.

14. Se instala la bancada, la cual se diseña respectivamente al tamaño del motor y es la que lo sostiene y también a la hélice en la parte trasera del aeronave como se observa en la figura 4.16.



Figura 4.16 Bancada del sistema de propulsión, Fuente: Propia.

15. Se ubican los estabilizadores verticales realizados en material cartonplás y se sitúan todos los elementos electrónicos en la cuerda media para no tener una inestabilidad en el aire y poder maniobrar correctamente el prototipo: motor, hélice, speed control, receptor, salva lipo, batería lipo figura 4.17.



Figura 4.17 Elementos electrónicos situados en la cuerda del prototipo, Fuente: Propia.

16. Se realizó una plataforma en aluminio, para poder poner la cámara y su pertinente antena para él envió de la señal a tierra.

17. Se obtuvo el prototipo final de la aeronave no tripulada tipo ala Zagi como se observa en la figura 4.18.



Figura 4.18 Prototipo final del sistema UAV tipo ala Zagi, Fuente: Propia.

5. PRUEBAS DEL SISTEMA AEREO NO TRIPULADO ALA FIJA

Con base a lo planteado en el anteproyecto, el objetivo general de este proyecto es: Diseñar e implementar un sistema UAV tipo ala fija que permita el monitoreo aéreo, para la empresa VALENCIA SECURITY LTDA, en sectores rurales. A demás tiene unos objetivos específicos los cuales son:

- Definir el sistema de visión FPV para vigilancia aérea.
 - Diseñar el sistema electromecánico del sistema UAV tipo ala fija.
 - Implementar el sistema UAV tipo ala fija.
 - Validar el sistema UAV en el proceso de monitoreo de seguridad.
1. Prueba con base al sistema de visión FPV

Los requerimientos del prototipo UAV, nos demostraba que teníamos que adecuar dispositivos electrónicos de peso ligero ya que esto puede desestabilizar el sistema. Las pruebas realizadas en este punto, fueron de estimación de peso del sistema de visión, que constaba de la cámara y el transmisor de señal. También se realizó la prueba de posición de la cámara para que la toma de imágenes, saliera con buen ángulo y calidad. En cuestión de envío de señal, se hicieron las pruebas de antena obteniendo el resultado concretado anteriormente. Así concluyendo con las respectivas pruebas de este punto.

2. Este prototipo está diseñado para realizar cualquier prueba a cada componente del sistema.

COMPONENTE	PRUEBA
	En primera instancia, para escoger el motor adecuado se tenía que ver el peso del prototipo y que tipo de hélice se iba a utilizar. Seguidamente se hizo la prueba de campo y propulsión del motor, que constaba de instalarlo en el sistema y realizar movimientos suaves

MOTOR



Figura 5.1 Prueba con motor brushless,
Fuente: Propia.

en un campo blando para evitar rupturas de la aeronave. Ya con esta prueba en buen estado, se tomó el prototipo completo pero sin el sistema de visión y se hizo un vuelo de aproximadamente un minuto para observar su comportamiento en el aire y saber si este era el motor adecuado para levantar el peso del prototipo.

SPEED CONTROL



Figura 5.2 Prueba de corriente de Speed Control, Fuente: Propia.

Al igual que en los motores, se hizo el respectivo análisis pertinente de cada uno de los dispositivos del sistema. Se tomó en cuenta la corriente que manejaba y se vio si era posible controlar todo el sistema con este tipo de speed control. Se conectó cada dispositivo por separado y en conjunto para observar si su comportamiento fue el indicado y si era capaz de alimentar con buena corriente a todos los elementos conectados a él. Dado las pruebas se concluye que este dispositivo funciono correctamente a todos los experimentos realizados

En el receptor se hicieron las pruebas de canales, los cuales son los que controlan la señal a cada dispositivo

RECEPTOR



Figura 5.3 Prueba de recepción y envío de señal del receptor, Fuente: Propia.

conectado al sistema. Se hicieron los experimentos a cada canal por separado como también en conjunto, observando el comportamiento de los sistemas electrónicos instalados en canales diferentes. Como este dispositivo contaba de seis canales libre, se conectaron 4 en general, el cual enviaba la señal a los dos servomotores, al motor de potencia y al speed control, analizando finalmente un buen comportamiento de cada uno de ellos.

SERVOMOTOR



Figura 5.4 Prueba de peso y presión de servomotores, Fuente: Propia

Las pruebas realizadas con estos servomotores fueron de peso, ya que están situados en un lugar del prototipo donde cualquier sobre peso puede llevar a perdida. También se examinó el peso que podía arrastrar estos elementos, porque son los que le dan la fuerza para mover los flaps del prototipo, que cuando están con presión de viento su fuerza aumenta. Los servomotores nos dieron unos buenos resultados en los experimentos de viento y de presión realizados sobre ellos.

En las pruebas de batería, se realizaron con dos tipos. El primero se utilizó una

BATERÍA



Figura 5.5 Prueba de alimentación por medio de batería, Fuente: Propia

batería zyppy de 1000ma, el cual no funciono de la mejor manera ya que no alimentaba correctamente a los dispositivos del sistema. El tiempo de vuelo utilizando esta batería era de alrededor de 3 minutos, por lo tanto no estaba apta para las condiciones de tiempo para la correcta forma para la toma de imágenes. Seguidamente se realizó la prueba con una batería de zyppy de 2.2 a 2.200 ma, esta batería respondió correctamente al sistema y le dio la alimentación requerida a todos los dispositivos, como también aumento notablemente el tiempo de vuelo del ala zagi.

Sistema Eléctrico

El sistema eléctrico se probó todo en conjunto como el motor, el receptor, los servomotores, el speed control y las baterías, garantizando el buen funcionamiento y ajustándose correctamente al peso y condiciones requeridas por el prototipo.

3. Implementación del hardware

En el capítulo de implementación, se describe de una manera más clara este proceso, no obstante es de gran importancia conocer las pruebas hechas al prototipo, como primera instancia fue corroborar los cálculos matemáticos y analizar su comportamiento tanto en la parte digital como en real (campo abierto). Seguidamente se realiza el experimento al icopor de alta densidad, para poder

observar si era apto para la fabricación de este prototipo. El icopor se le hizo una prueba de viento y de peso, el cual se situó en un automóvil a una velocidad indicada contra el viento para analizar si soportaba grandes presiones de viento. Ya con las dos semi alas unidas y su exoesqueleto instalado, se realizó el experimento de resistencia y balance del prototipo. Esta prueba se analizó dejando caer el ala desde una altura considerable, para darnos cuenta cuál era su impacto en el momento de sufrir una caída o de su aterrizaje; este se comportó de una manera correcta. Para el balance del prototipo, se ubicó sobre una balanza mostrando resultados favorables dando así un buen equilibrio. Para el sistema de transmisión y recepción de datos, la prueba que se realizó, fue de enviar señales desde grandes distancias y observar si se estaban enviando correctamente. Con esta serie de pasos y su respuestas favorables, el ala Zagi se voló con todo el sistema electrónico como también el de visión y los resultados fueron claros ya que tuvo un buen desempeño en el aire y la transmisión de datos se comportó de una manera correcta

4. Validación del prototipo

Para realizar la prueba de validación del sistema UAV, se llevó el prototipo a la empresa Valencia Security LTDA y se llevó a la zona rural de Santa Ana como se observa en la figura 5.6. Se realizó el respectivo vuelo en círculos para obtener unas imágenes del terreno y poder tener un control de la seguridad de esta zona rural. El prototipo 100% terminado se comportó correctamente, haciendo un vuelo estable y permitiendo así la toma de imágenes, videos para posteriormente realizar el procesamiento en tierra.

5. Pruebas finales del prototipo

Ya con el prototipo funcional 100% y con todo el sistema de visión abordo, se realizó la prueba final. Consta en la toma de imágenes aéreas para la vigilancia aérea en el sector rural del departamento del Cauca.

Esta serie de toma de imágenes se hizo con la supervisión de la empresa de seguridad privada VALENCIA SECUTITY LTDA, el cual estaba al tanto de observar su buen comportamiento del dispositivo. La finca en que se realizaron las pruebas está ubicada en Cajete – Santa Ana como se observa en la figura 5.6 y es propiedad privada de la doctora María del Carmen Concha la cual requirió el servicio de toma de imágenes y vigilancia aérea.



Figura 5.6 Ubicación de la finca Santa Ana – Cajete, fuente: Google Maps,

Esta propiedad tiene un tamaño de 5 hectáreas rodeada por una serie de cercos, consta de una casa de campo y de 17.000 plantas de café. El plan de vuelo pactado con la empresa de seguridad y la propietaria de la finca, se realizó en conjunto para llegar al acuerdo de despegar por la parte oriental de la propiedad y realizar cinco vuelos en círculo como se muestra en la figura 5.7



Figura 5.7 Plan de vuelo, Fuente: Propia.

Para obtener imágenes de todo el terreno como se observa en la figura 5.8 y figura 5.9 Ya con esta serie de imágenes tomadas, se presentó el respectivo informe tanto a la propietaria del terreno como a la empresa de seguridad VALENCIA SECURITY LTDA, demostrando el buen desempeño del prototipo en la toma de imágenes.



Figura 5.8 Imágenes de la propiedad toma 1, Fuente: Propia.



Figura 5.9 Imágenes de la propiedad toma 2, Fuente: Propia.

6. CONCLUSIONES

- Se aporta un prototipo funcional ala Zagi con su respectivo sistema de visión, para la empresa Valencia Security, el cual cumple con los requerimientos exigidos para su diseño, fabricación y presupuesto. Se entrega con un manual de vuelo, los planos CAD del prototipo y una capacitación de manejo del radio control para la maniobra del prototipo.
- Este sistema es único en la ciudad de Popayán del departamento del Cauca, ya que al realizarse la respectiva investigación, se encuentran prototipos similares pero no con sistemas de visión abordo que permita la toma de imágenes para seguridad.
- Se realizó el estudio del sistema eléctrico, permitiendo encajar y producir una compatibilidad al unirse todos estos elementos. Esta configuración podrá ser utilizada en prototipos UAV similares.
- El diseño mecánico del prototipo se realizó en una herramienta CAD que permitió hacer un estudio y análisis al realizarse piezas por separado y luego unificarlas para tener una simulación, lo que representa una ventaja significativa ya que con esto se pude llevar un orden en la implementación y además prevenir posibles complicaciones a la hora de hacer una ejecución del prototipo.

7. Bibliografía

- [1] D. B. Núñez, «Diseño e implementación de un cuadracóptero con sistema de control automático de estabilidad y comunicación inalámbrica de datos utilizando plataformas de hardware y software libre,» Universidad de Costa Rica Facultad de Ingeniería, Julio del 2012.
- [2] R. N. Escamilla, Diseño, construcción, instrumentación de un vehículo aéreo no tripulado UAV, Mexico, 2010.
- [3] C. C. R. -. L. G. Hernandez, «EVOLUCIÓN HISTÓRICA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS HASTA LA ACTUALIDAD,» *DINA INGENIERIA E INDUSTRIA*, vol. 91, pp. 282 - 288, 2016.
- [4] A. .. Aguirre, «UAV'S: DEL MODELISMO A UN SISTEMA MILITAR, MARCO REGULATORIO,» Villa Martelli - Argentina, 2014.
- [5] H. Kelly, «tecnología en respuesta de desastres,» *tecnología* , mayo 2013.
- [6] A. O. -. J. M.-d. D. -. L. M. -. F. C. -. D. Viegas, «Sistema Basado en el Empleo de Vehículos aéreos no tripulados para la lucha contra incendios,» Sevilla - España, 2007.
- [7] L. Q. Santibañez, «EMPLEO DE VEHÍCULOS NO TRIPULADOS,» *Revismar*, nº 1, 2015.
- [8] A. F. S. B. -. C. A. P. C. -. L. E. Mendoza, «Sistema de inspección y vigilancia utilizando sistemas aéreos no tripulados,» Colombia, 2013.
- [9] A. Barrientos, «Vehículos aéreos no tripulados para uso civil, tecnología y aplicaciones».
- [10] F. D. L. Leal, «diseño y construcción de un sistema eléctrico para el apoyo a aterrizaje de un UAV,» Mexico DF, 2008.
- [11] S. G. Flethes, «Cálculo y selección de sistema de propulsión para mini UAV,» 2014.
- [12] S. Oñate, «Desarrollo de una metodología para el modelamiento de la dinámica de vuelo de

una aeronave de ala fija en regimen subsonico bajo,» Popayan, Mayo 2014.

- [13] N. A. a. S. Administration), «Aeronautics Tutorial,» 03 julio 2015.
- [14] J. L. puertas, «Aerodinamica,» de *Guia de estudio Aerodinamica I*, 2006, pp. 1-27.
- [15] D. R. F. Galindo, «Diseño de Perfiles Aerodinamicos,» Mexico, Mayo 2006.
- [16] A. I. CARMONA, AERODINAMICA Y ACTUACIONES DEL AVION, PARANINFO, 2015.
- [17] A. C. Sole, Iniciacion a la Aeronautica, Madrid - España: Copyrighted material, 2010.
- [18] G. H. Scarpin, «AERODINAMICA DE PERFILES,» de *APUNTE DE LA MATERIA AERONAUTICA GENERAL*, CORDOBA - ESPAÑA, 2002.
- [19] D. Ortigosa, «Modelo dinamico de una aeronave con tres grados de libertad,» Universidad Zaragoza, Marzo 2012.
- [20] A. Alvarez, «Análisis Computacional Aerodinamico del ala,» Quito , Julio 2014.
- [21] P. A. Ortiz, «Modelo Matematico para un Vehiculo aereo no tripulado de ala fija,» *Revistas Tecnologicas No 22*, Julio 2009.
- [22] E. AFB, «Equations of motion,» de *Flying Qualities Phase - Volume II*, 1988.
- [23] D. A. Caughey, «Introduction to Aircraft Stability an Control,» Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, New York, 2011.
- [24] D. O. Puerta, «Una aproximación al modelado matemático y Simulacion de un MAV tipo ala voladora,» *Universidad EAFIT*, 2012.
- [25] L. F. P. Molla, «XFLR5 V4.17 SOFTWARE DE ANÁLISIS DE PERFILES, PLANOS Y AVIONES:ESTUDIO Y DISEÑO DE UN CN-235,» 2012.
- [26] H. S. Estefania, «DISEÑO CONCEPTUAL DE UN MICRO - UAV CON CAPACIDADES DE VUELO VTOL,» BOGOTA, 2011.

- [27] C. F. E. - j. a. M. - G. A. T.], «CONTROL DE UN MOTOR BRUSHLESS DC CON FRENADO REGENERATIVO,» Bogota, 2005.
- [28] M. L. - V. D. - I. Kaminer, «Implementación de un Sistema de Control para Recuperación Autónoma de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV),» Veracruz - Mexico , 2006.
- [29] Luis, «Regulador Electronica de Velocidad,» España.
- [30] J. S. B. Valencia, «caracterizacion de baterias de polimero de Ion - Litio para estimar el tiempo de descarga en un sistema,» STSIVA, 2010.
- [31] J. N. P. Zafra, «ESPECTRO ENSANCHADO,» 2000.

8. ANEXO A

MANUAL DE VUELO

Para este manual de vuelo se tienen que conocer todos los aspectos generales del funcionamiento total de la aeronave tipo ala fija para reunir todos los requisitos para dominar este prototipo como también saber de su parte electrónica, aerodinámica y motores.

1. Comprender como vuela el prototipo UAV tipo Zagi, analizar que dispositivos electrónicos utiliza y el efecto que tienen los diferentes controles sobre el sistema a maniobrar.
2. Asegurar que el ala fija, este bien equilibrado y balanceado ya que en el momento del despeje, en caso de que este desequilibrado puede presentar grandes fallas y caer en pérdida.
3. Observar que el ala Zagi no este deformada en ningún lugar de su fuselaje.
4. Analizar el campo de vuelo en que se va a volar el prototipo. Que se encuentre despejado y que no tenga redes eléctricas cercanas que puedan ofrecer interferencia en mitad de vuelo.
5. Encender el trasmisor del radio control y observar que este enviando la señal correctamente al receptor insertado en la aeronave,
6. Realizar el chequeo de pre vuelo, que consiste en encender el trasmisor, seguidamente del avión y revisar la dirección de la superficie de vuelo. Examinar que los alerones estén funcionando correctamente como también el motor de potencia.
7. Realizar el chequeo de alcance, que consiste en alejarse alrededor de 60 metros del prototipo y enviar la señal desde el radiocontrol y verificar que el receptor esté funcionando perfectamente.

8. Determinar la dirección del viento para realizar el despeje en contra del mismo. Este paso, se puede realizar, tirando en el aire cualquier tipo de material liviano (pasta) para ver la dirección en que se dirige.
9. Observar el plan de vuelo que se va a realizar o analizar la función que va a tener el prototipo en el aire.
10. Colocar el aeronave Zagi en la mano, aumentar toda la potencia del motor para su despeje y lanzarlo nivelado en contra del viento.
11. Mantener toda la potencia del motor, hasta que el aeromodelo alcance la altitud requerida, que es aproximadamente de 40m a 70 m para respectivamente bajar la potencia a la mitad.
12. Realizar el plan de vuelo del prototipo.
13. Aterrizar en una superficie plana, para evitar golpes o rupturas en la parte electrónica.

9. ANEXO B
PLANOS CAD

