



Universidad de San Carlos de Guatemala
Facultad de Ingeniería
Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica

**DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE AÉREO V.T.O.L.
MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES *BRUSHLESS DC***

Luis Felipe Girón Pimentel

Asesorado por el Ing. Otto Enrique García Galindo

Guatemala, agosto de 2021

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA



FACULTAD DE INGENIERÍA

**DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE
AÉREO V.T.O.L. MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES
*BRUSHLESS DC***

TRABAJO DE GRADUACIÓN

PRESENTADO A LA JUNTA DIRECTIVA DE LA
FACULTAD DE INGENIERÍA
POR

LUIS FELIPE GIRÓN PIMENTEL

ASESORADO POR EL ING. OTTO ENRIQUE GARCÍA GALINDO

AL CONFERÍRSELE EL TÍTULO DE

INGENIERO MECÁNICO ELECTRICISTA

GUATEMALA, AGOSTO DE 2021

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA
FACULTAD DE INGENIERÍA



NÓMINA DE JUNTA DIRECTIVA

DECANA	Inga. Aurelia Anabela Cordova Estrada
VOCAL I	Ing. José Francisco Gómez Rivera
VOCAL II	Ing. Mario Renato Escobedo Martínez
VOCAL III	Ing. José Milton de León Bran
VOCAL IV	Br. Christian Moisés de la Cruz Leal
VOCAL V	Br. Kevin Vladimir Armando Cruz Lorente
SECRETARIO	Ing. Hugo Humberto Rivera Pérez

TRIBUNAL QUE PRACTICÓ EL EXAMEN GENERAL PRIVADO

DECANO	Ing. Pedro Antonio Aguilar Polanco
EXAMINADOR	Ing. Roberto Guzmán Ortiz
EXAMINADOR	Ing. Gustavo Benigno Orozco Godínez
EXAMINADOR	Ing. Carlos Eduardo Guzmán Salazar
SECRETARIA	Inga. Lesbia Magalí Herrera López

HONORABLE TRIBUNAL EXAMINADOR

En cumplimiento con los preceptos que establece la ley de la Universidad de San Carlos de Guatemala, presento a su consideración mi trabajo de graduación titulado:

DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE AÉREO VTOL MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES *BRUSHLESS DC*

Tema que me fuera asignado por la Dirección de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, con fecha 2 de Noviembre del 2017.

Luis Felipe Girón Pimentel

Guatemala, 20 de octubre de 2020

Ingeniero

José Anibal Silva de los Angeles

Coordinador del Área de Electrotecnia

Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica

Facultad de Ingeniería, USAC

Estimado Ingeniero Silva.

Me permito dar aprobación al trabajo de graduación titular. "**Diseño conceptual de un vehículo eléctrico de transporte aéreo VTOL monoplane implementando motores *brushless* DC**", del señor Luis Felipe Girón Pimentel, por considerar que cumple con los requisitos establecidos.

Por tanto, el autor de este trabajo de graduación y, yo, como su asesor, nos hacemos responsables por el contenido y conclusiones de este.

Sin otro particular, me es grato saludarle.

Atentamente.

f. 
Ing. Otto Enrique García Galindo
Colegiado 15076
Asesor

Otto Enrique García Galindo
INGENIERO ELECTRÓNICO
COLEGIADO No. 15076

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS
DE GUATEMALA



FACULTAD DE INGENIERÍA



REF. EIME 05..2020.

5 DE NOVIEMBRE 2020.

Señor Director
Ing. Armando Alonso Rivera Carrillo
Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica
Facultad de Ingeniería, USAC.

Señor Director:

Me permito dar aprobación al trabajo de Graduación titulado: DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE AÉREO V.T.O.L. MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES BRUSHLESS DC, del estudiante, Luis Felipe Girón Pimentel, que cumple con los requisitos establecidos para tal fin.

Sin otro particular, aprovecho la oportunidad para saludarle.

Atentamente,
ID Y ENSEÑAD A TODOS


Ing. José Arribal Silva de los Angeles
Coordinador de Electrotécnica



SFO



REF. EIME 124. 2021.

El Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, después de conocer el dictamen del Asesor, con el Visto Bueno del Coordinador de Área, al trabajo de Graduación del estudiante; LUIS FELIPE GIRÓN PIMENTEL titulado: DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE AÉREO V.T.O.L. MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES BRUSHLESS DC, procede a la autorización del mismo.


Ing. Armando Alonso Rivera Carrillo



GUATEMALA, 24 DE AGOSTO 2021.

DTG. 373-2021

La Decana de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de San Carlos de Guatemala, luego de conocer la aprobación por parte del Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, al Trabajo de Graduación titulado: **DISEÑO CONCEPTUAL DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO DE TRANSPORTE AÉREO V.T.O.L. MONOPLAZA IMPLEMENTANDO MOTORES BRUSHLESS DC**, presentado por el estudiante universitario: **Luis Felipe Girón Pimentel**, y después de haber culminado las revisiones previas bajo la responsabilidad de las instancias correspondientes, autoriza la impresión del mismo.

IMPRÍMASE:



Inga. Anabela Cordova Estrada
Decana



Guatemala, agosto de 2021

AACE/asga

ACTO QUE DEDICO A:

- Dios** Por permitirme llegar a este momento y bendecirme siempre.
- Mi madre** Maira Yanet Pimentel Contreras. Por enseñarme a ser la persona que soy, por apoyarme siempre y por tener fe en mí.
- Mi padre** Luis Felipe Girón Porres. Por ser mi mayor ejemplo, por poner tu confianza en mí y por todo tu cariño y apoyo.
- Mi hermana** Janeth Mireya. Por cuidarme siempre, creyendo siempre en mí y por ser un gran ejemplo en toda mi vida académica.
- Mi abuelo** Belter Danilo Contreras Guerra. Por demostrarme que nunca es tarde para seguir aprendiendo y que a la vida hay que sonreírle con los ojos cerrados.
- Mariela Reyna** Por ser esa compañía y apoyo incondicional, y por ser esa sonrisa que ilumina mis días.

AGRADECIMIENTOS A:

Universidad de San Carlos de Guatemala	<i>Alma máter</i> y casa de estudios que me inspiró a culminar esta carrera y fomentar los ideales por los que hoy lucho.
Facultad de ingeniera	Por brindarme los conocimientos necesarios y formarme como un profesional.
Mi asesor	Ing. Otto Enrique García Galindo. Por su apoyo, confianza y colaboración en este trabajo.
Mis amigos	Por ser una importante influencia en mi carrera y por todos los momentos compartidos.

ÍNDICE GENERAL

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES	V
LISTA DE SÍMBOLOS	IX
GLOSARIO	XI
RESUMEN.....	XV
OBJETIVOS.....	XVII
INTRODUCCIÓN	XIX
1. GENERALIDADES.....	1
1.1. El problema ambiental y la congestión vehicular	1
1.1.1. Contaminación atmosférica	1
1.1.1.1. Impactos directos.....	2
1.1.1.2. Impactos indirectos.....	3
1.1.1.3. Norma ISO 14064.....	3
1.1.2. Situación actual de tránsito.....	4
1.1.2.1. Causas	4
1.1.2.2. Efectos negativos	5
1.2. Antecedentes de vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical	6
2. MARCO TEÓRICO.....	17
2.1. Motores eléctricos	17
2.1.1. Motores de corriente continua	17
2.1.1.1. Motores Brushless DC.....	18
2.1.1.1.1. Inrunner	20
2.1.1.1.2. Outrunner	20

2.2.	Principio de vuelo	21
2.2.1.	Aeronaves de ala fija	22
2.2.1.1.	Teorema de Bernoulli	22
2.2.1.2.	Tercera ley de Newton	24
2.2.2.	Aeronaves tipo multirrotor	25
2.2.3.	Movimientos de una aeronave	27
2.2.4.	Propulsión	28
2.2.4.1.	Hélice	28
2.2.4.2.	Estudio aerodinámico de la hélice	29
2.3.	Controladores de motores eléctricos	32
2.3.1.	Circuitos reguladores de velocidad, ESC	32
2.4.	Baterías	33
2.4.1.	Baterías de litio-polímero	33
2.4.2.	Norma ISO 14040	34
3.	DISEÑO CONCEPTUAL DE UN AERONAVE	37
3.1.	Proceso del diseño conceptual de una aeronave	37
4.	DISEÑO DE LA ESTRUCTURA DEL VEHÍCULO	39
4.1.	Configuración multirrotor	39
4.1.1.	Comparación de multirrotores	40
4.2.	Configuración de ala fija	45
4.3.	Configuración de ala fija y multirrotor	46
4.3.1.	Diseño conceptual de ala fija y multirrotor	47
4.3.2.	Diseño conceptual de la cabina	50
4.3.3.	Bosquejo conceptual	54
4.4.	Dimensiones	55
4.5.	Materiales	55

5.	DISEÑO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN.....	59
5.1.	Propulsión.....	59
5.1.1.	Cálculos de fuerza requerida.....	59
5.1.1.1.	Selección de motor.....	61
5.1.1.2.	Selección de hélice.....	64
5.2.	Sistema eléctrico.....	65
5.2.1.	Selección de controlador.....	65
5.2.2.	Selección de las baterías LiPo.....	67
5.2.2.1.	Cálculo de autonomía.....	69
6.	DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL Y OPERACIÓN DEL VEHÍCULO.....	73
6.1.	Sistema de control de vuelo.....	73
6.1.1.	Control de estabilidad.....	74
6.1.1.1.	Sensores.....	74
6.1.1.2.	Algoritmo de control de estabilidad.....	76
6.1.2.	Control de desplazamiento.....	78
6.1.2.1.	Desplazamiento en modo flotante.....	78
6.1.2.2.	Ecuaciones de control direccional por motor.....	80
6.1.2.3.	Desplazamiento en modo crucero.....	83
6.1.3.	Dispositivos de control.....	85
7.	COSTOS E IMPACTO SOCIAL.....	91
7.1.	Costos.....	91
7.1.1.	Sistema de propulsión.....	91
7.1.2.	Sistema eléctrico.....	91
7.1.3.	Sistema de control.....	92
7.1.4.	Estructura.....	93

7.2.	Impacto social esperado	94
7.2.1.	Propuesta de normas de tránsito	94
CONCLUSIONES.....		97
RECOMENDACIONES		99
BIBLIOGRAFÍA.....		101
ANEXOS.....		105

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

FIGURAS

1.	Taketombo	6
2.	Máquina voladora de Leonardo Da Vinci	7
3.	Autogiro.....	8
4.	Libélula Viblandi	9
5.	Cuadricóptero de Bothezat	10
6.	Bratukhin	11
7.	VZ-1 Pawnee	12
8.	Aerocycle	13
9.	E-HANG 184	15
10.	Señales en motor Brushless DC	19
11.	Configuraciones de motores Brushless DC	19
12.	Motor BLDC Inrunner	20
13.	Motor BLDC Outrunner	21
14.	Teorema de Bernoulli.....	23
15.	Perfil de ala y líneas de viento	24
16.	Perfil de ala y moléculas de viento.....	25
17.	Diagrama de fuerzas en un helicóptero	26
18.	Diagrama de un multirroto.....	27
19.	Ejes de movimiento de una aeronave	28
20.	Hélice de madera.....	29
21.	Ángulos de la hélice	30
22.	Perfiles y ángulos de incidencia	31
23.	Paso de una hélice.....	31

24.	Batería Li-Po 7,4 V 1 200 mAh	34
25.	Algoritmo de diseño	38
26.	Configuraciones de Multirrotores	39
27.	Distribución de fuerzas en vuelo horizontal	40
28.	Comparación de tiempos de vuelo	44
29.	Primeros bosquejos geometría de la aeronave	48
30.	Bosquejo de la aeronave en tierra, despegue y en vuelo	49
31.	Tren de aterrizaje retráctil.....	50
32.	Ubicación del dummy en modo flotante.....	51
33.	Ubicación del dummy en tierra	52
34.	Ubicación del dummy en modo crucero.....	53
35.	Mandos de control de la aeronave.....	54
36.	Bosquejo conceptual de la aeronave.....	54
37.	Dimensiones del vehículo	55
38.	Fibra de carbono.....	56
39.	Diagrama de cuerpo libre, fuerzas verticales.....	60
40.	45 kW BLDC Motor 154120	62
41.	30 kW BLDC motor 15470	63
42.	120 V 500 A ESC.....	67
43.	OEM LiPo Battery	71
44.	Algoritmo de control de estabilidad.....	77
45.	Movimientos de un Hexacóptero	79
46.	Alabeo en vuelo horizontal	83
47.	Cabeceo en vuelo horizontal	84
48.	Guiñada en vuelo horizontal	85
49.	Mando de control con joystick	86
50.	Movimientos en modo de vuelo flotante	87
51.	Movimientos en modo de vuelo horizontal.....	87
52.	Palanca de aceleración	89

TABLAS

I.	Resultados de comparación entre multirrotores.....	43
II.	Comparativa de ala fija vs Multirrotor.....	47
III.	Datos de prueba motor BLDC 145120.....	64
IV.	Costos de sistema de propulsión.....	91
V.	Costos de sistema eléctrico.....	92
VI.	Costos sistema de control.....	92
VII.	Costos de estructura.....	93

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Significado
A	Amperios
AC	<i>Alternative Current</i>
BLDC	<i>Brushless Direct Current</i>
CC	Corriente continua
CO₂	Dióxido de carbono
CV	Caballos de vapor
DC	<i>Direct Current</i>
FEM	Fuerza electromotriz
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
g	Gramos
GEI	Gases de efecto invernadero
GPS	<i>Global Positioning System</i>
kg	Kilogramo
kW	Kilovatio
Lb	Libras
m	Metro
ma	Masa por aceleración
mAh	Miliamperios por hora
min	Minutos
mm	Milímetro
N	Newtons

nm	Nanómetro
PID	Proporcional, Integral, Derivativo
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i>
RPM	Revoluciones por minuto
V	Voltios
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>
W	Vatio
µm	Micrómetro

GLOSARIO

Aeronave	Vehículo con o sin motor capaz de navegar por el aire.
Alerón	Pieza saliente y móvil que va colocada en la parte trasera de las alas de los aviones y que sirve para hacer variar la inclinación del aparato y facilitar otras maniobras.
Algoritmo	Conjunto ordenado de operaciones sistemáticas, instrucciones o reglas que permiten hacer un cálculo y hallar la solución de un tipo de problemas.
Aviónica	Es la aplicación de la electrónica a la aviación.
<i>Canard</i>	El término canard ha llegado a denominar cualquier superficie aerodinámica horizontal montada frente al ala principal, independientemente de si es móvil o no.
<i>Dummy</i>	Es una figura que representa la forma humana, utilizada para mostrar ropa, en un acto de ventrilocuo, como un objetivo.
Elevadores	Son superficies flexibles ubicadas en la parte trasera de los estabilizadores horizontales de la cola.
Envergadura	Distancia entre las dos puntas de las alas de un avión.

Estator	En las dinamos y motores eléctricos, circuito fijo dentro del cual gira el móvil o rotor.
Fibra de carbono	Es una fibra sintética constituida por la unión de miles de finos filamentos de 5–10 μm de diámetro, compuestos principalmente por carbono.
Iones	En la electrólisis, átomo que aparece en cada uno de los polos del electrólito como resultado de la descomposición de este.
Litio	Es un metal alcalino blanco plateado, dúctil y muy ligero, se utiliza en la fabricación de acero, en esmaltes y lubricantes, y el carbonato de litio, en medicina.
Multirroto	Es un helicóptero con más de dos rotores, también conocido como multicóptero.
Perfil alar	Según la aeronáutica, es la forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través de un fluido es capaz de crear a su alrededor un diferencial de presiones que genere sustentación.
PID	Es un mecanismo de control simultáneo por retroalimentación, calculando la desviación o error entre el valor deseado y el valor medido. Es ampliamente usado en automatización industrial.

Polímero	Sustancia química que resulta del proceso mediante el cual las moléculas reaccionan entre sí por condensación o adición y forman otras moléculas de peso doble, triple.
Resina Epoxi	Es un polímero termoestable que se endurece cuando se mezcla con un agente catalizador o endurecedor.
Rotor	Pieza de una máquina electromagnética o de una turbina que gira dentro de un elemento fijo. Hélice de un helicóptero.
Sustentación	Fuerza generada sobre un cuerpo al desplazarse a través de un fluido. Su dirección es perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente al cuerpo.
Transistores	En electrónica, pequeños dispositivos semiconductores que cierran o abren un circuito o amplifican una señal.
Vórtices	Es un flujo turbulento en rotación espiral con trayectorias de corriente cerradas.
VTOL	Significa despegue y aterrizaje vertical por sus siglas en inglés.

RESUMEN

El presente trabajo acerca del diseño de un vehículo de transporte aéreo busca resolver la actual problemática de ineficiencia en el desplazamiento personal y el alto grado de contaminación causado por los medios de transporte actuales. Implementando tecnología de propulsión eléctrica, la aeronave llevará a una persona a su destino de manera eficiente debido a las prácticas dimensiones del vehículo y a su cualidad más importante que es el despegue y aterrizaje vertical. Este estudio constituye una forma de innovar en el ámbito de transporte y desplazamiento personal proponiendo un diseño original y económico que tendrá como meta abrir a un nuevo mundo de locomoción. El desarrollo de este estudio se divide en 7 capítulos:

- Se aclara la problemática y situación actual del país con el fin de comprender el panorama en el cuál influirá un estudio de este tipo y se presentan los antecedentes de vehículos con despegue y aterrizaje vertical.
- Se detalla específicamente la tecnología y componentes a utilizarse en el diseño del vehículo en un marco teórico.
- Se realiza un análisis exhaustivo de los requerimientos para el diseño de un vehículo de este tipo y se describe a grandes rasgos los pasos tomados en la elaboración de este.
- Se analiza las diferentes configuraciones de estructura de los vehículos aéreos del tipo multirrotor y se selecciona la óptima para los

requerimientos como vehículo de transporte. De igual forma, se selecciona la configuración de ala fija, dimensiones y materiales que este podría tener. Además, se realizan los primeros bosquejos de la aeronave tomando en cuenta su funcionalidad y el diseño de la cabina.

- Se realizan los cálculos necesarios para poder dimensionar la potencia requerida de propulsión y poder así, seleccionar los motores y hélices que satisfagan lo demandado. De igual forma, se selecciona los controladores y baterías que permitan la autonomía de vuelo óptima.
- En conjunto con los demás componentes del vehículo, se diseña el Sistema de Control a utilizarse para el manejo de este, tomando en cuenta como aspectos principales la estabilidad del vehículo y su desplazamiento.
- Para finalizar este trabajo de tesis, se realiza una breve descripción de los costos estimados del vehículo y un análisis del impacto social que este tendría, incluyendo una propuesta de normas de tránsito para su uso.

OBJETIVOS

General

Diseñar conceptualmente un vehículo eléctrico de transporte aéreo monoplaza con despegue y aterrizaje vertical implementando motores *brushless* DC.

Específicos

1. Diseñar una estructura resistente y funcional que otorgue el soporte requerido para transportar a un pasajero en un vehículo VTOL.
2. Determinar la potencia requerida para poder transportar a un pasajero, con la estructura del vehículo y sus demás componentes.
3. Diseñar un sistema de control que permita dirigir el desplazamiento aéreo del vehículo de una forma estable.
4. Determinar los costos de la realización de un vehículo aéreo eléctrico monoplaza de despegue y aterrizaje vertical.
5. Establecer las ventajas de la implementación de un funcionamiento eléctrico en un medio de transporte aéreo.
6. Establecer las ventajas de la implementación de un funcionamiento eléctrico en un medio de transporte aéreo.

INTRODUCCIÓN

En los últimos años, el crecimiento de las ciudades ha contribuido al alza de la demanda energética. Siendo el sector de transporte, uno de los sectores de mayor consumo energético del país. Dicho sector también contribuye en gran magnitud a los problemas de contaminación ambiental. Esto debido a que el 99 % de la energía consumida por el transporte en Guatemala proviene de la quema de combustibles fósiles.

Junto a esto, se suma la ineficacia en la correcta urbanización de las calles metropolitanas y el mal estado de las redes viales, lo que provoca una aglomeración y sobrepoblación de vehículos en circulación. Dichos problemas pueden ser reducidos con el uso del transporte público, pero, debido a la inseguridad y el mal estado de los vehículos de transporte público, este no es una opción viable para la población; que opta por el desplazamiento en vehículos privados.

Por lo tanto, un vehículo aéreo eléctrico se presenta como solución a la problemática antes mencionada, creando un medio de transporte rápido y eficiente; ayudando a la reducción de emisiones de CO₂ causadas por la quema de combustibles fósiles al utilizar motores eléctricos como sistema de funcionamiento. El diseño de dicho vehículo no debiese de sobrepasar las dimensiones promedio de un vehículo privado convencional y a su vez debe poseer despegue y aterrizaje vertical; estas características permitirían su acceso a prácticamente, cualquier lugar.

La realización de dicho diseño supone el poder aplicar todos los conocimientos adquiridos a lo largo de la carrera de estudios. Siendo necesario encontrar un equilibrio entre los diferentes aspectos como la potencia, autonomía o la solución económica para llegar al punto óptimo de funcionamiento buscado, logrando innovar en el ámbito del transporte personal.

1. GENERALIDADES

1.1. El problema ambiental y la congestión vehicular

Actualmente, vivimos en una realidad en la que la humanidad ha provocado cambios en su entorno de una manera tan drástica que resulta en un daño considerable al medio ambiente. Este problema ha ido creciendo a lo largo de la historia y nos afecta tanto de manera local como global.

El problema ambiental puede ser causado por diversos factores y acciones que derivan del mal uso de los recursos, o bien, de la emisión de agentes contaminantes en el entorno.

1.1.1. Contaminación atmosférica

La contaminación atmosférica es causada por la emisión de determinadas sustancias, formas de energía o materias presentes en el aire que impliquen un riesgo o que provoquen efectos perjudiciales a la salud y al medio ambiente, ya sea atacando distintos materiales, reduciendo la visibilidad o produciendo olores desagradables.

A partir de la Revolución Industrial, a mediados del siglo XVIII, los procesos de fabricación, el transporte y el uso de combustibles han incrementado la concentración de dióxido de carbono en la atmósfera junto con otros gases que son dañinos para el ser humano, como los óxidos de nitrógeno y los óxidos de azufre.

Los vehículos de transporte constituyen una fuente importante de contaminación del aire. Principalmente el gran número de vehículos propulsados por motores de combustión interna: motocicletas, automóviles y camiones.

Los componentes principales del smog oxidante fotoquímico, como los hidrocarburos, óxidos de nitrógeno y monóxido de carbono, son liberados a la atmosfera en grandes cantidades procedentes de las emisiones de los escapes de estos vehículos. Debido a esto, las zonas urbanas más pobladas padecen la mayor contaminación de este tipo.

Los contaminantes atmosféricos pueden ser clasificados como primarios o secundarios. Siendo los primarios todos aquellos que se emiten en la atmosfera de manera directa y que son irritantes a los pulmones o a la vegetación. Los secundarios son todos aquellos resultantes de interacciones o procesos químicos que actúan sobre los contaminantes primarios o con agentes no contaminantes en la atmósfera.

Los contaminantes primarios y secundarios pueden posarse en la superficie de la tierra por precipitación, deposición húmeda o seca e impactar en personas, animales, ecosistemas acuáticos, bosques, cosechas y materiales.

1.1.1.1. Impactos directos

Se consideran como impactos directos todos aquellos que son notorios a primera instancia, como sería la corrosión de materiales, reducción de visibilidad o la presencia de olores desagradables. De la misma forma, se consideran impactos directos todos los efectos perjudiciales a la salud debido a la inhalación de estos gases o contaminantes que en altas concentraciones también pueden ser mortales.

1.1.1.2. Impactos indirectos

Son todos aquellos efectos adversos que conlleva la contaminación de nuestro medio ambiente a largo plazo. Como principal efecto sería el calentamiento global causado por el aumento de gases de efecto invernadero en nuestra atmosfera, dando como resultado cambios climáticos extremos y perjudiciales. El consumo de productos alimenticios o agua contaminada con sustancias toxicas que se han depositado por medio del aire conforma otra manera en que las personas están expuestas a los contaminantes.

1.1.1.3. Norma ISO 14064

Uno de los intentos con los que se ha buscado solventar la problemática de contaminación atmosférica es mediante el control y registro de las emisiones de Gases de Efecto Invernadero como resultado de la fabricación o utilización de ciertos productos para luego poder realizar las acciones pertinentes con el fin de reducir las emisiones de los gases o aumentar los procesos de absorción de estos por parte de cualquier empresa u organización.

La ISO 14064 es la norma internacional con la cual se verifican y confrontan los informes de emisiones de gases de efecto invernadero. Simultáneamente con el nacimiento de esquemas reglamentados u obligatorios relativos al seguimiento, notificación y verificación de GEI, las organizaciones buscan realizar el seguimiento y reporte de sus emisiones de manera independiente a estos esquemas, conocida comúnmente como la huella de carbono de la organización. Como resultado a esta inquietud y para proporcionar una norma internacional con la que dichos informes pueden ser verificados voluntariamente, se desarrolló esta norma ISO 14064.

1.1.2. Situación actual de tránsito

Actualmente en Guatemala existe un serio problema de locomoción, el tránsito en la ciudad capital y cabeceras departamentales es considerablemente más denso que años atrás, creando una congestión vehicular severa. La congestión vehicular se define como la saturación del flujo vehicular debido a la alta demanda de vías para poder transitar, creando atascos e incrementos en los tiempos de viaje. Este fenómeno está presente usualmente en las horas pico y causa frustración para toda la población en general, representa pérdidas de tiempo juntamente con un consumo excesivo de combustible.

1.1.2.1. Causas

La congestión vehicular se produce cuando el volumen de tráfico requiere un mayor espacio que el disponible en las autopistas y carreteras. Existen una serie de causas o circunstancias que originan o agravan la congestión vehicular, la mayoría de estas son por reducción de la capacidad de una carretera en un punto determinado o en un horario específico, de igual forma el aumento del número de vehículos necesarios para un determinado flujo de personas y mercancías. En muchas ciudades altamente concurridas y pobladas la congestión vehicular es muy frecuente, se atribuye principalmente a la gran demanda del tráfico, no obstante, el resto se les atribuye a incidentes de tránsito, eventos climáticos y obras viales. A todo esto, se puede añadir la falta de educación vial o ignorancia al reglamento de tránsito por parte de los conductores y peatones, lo que representa un causante de carácter sociológico y no tanto ingenieril.

1.1.2.2. Efectos negativos

La congestión vehicular tiene una serie de efectos negativos:

- Pérdida del tiempo de los conductores y pasajeros. Al ser una actividad no directamente productiva para la mayoría de las personas, esto disminuye la actividad económica de la región.
- Retrasos, repercute en el incumplimiento de normas establecidas, perdidas de negocio o reuniones, u otras perdidas personales. Puede afectar negativamente en la salud física o mental, debido a que muchas veces implica pérdida de horas de sueño para poder llegar a tiempo.
- Inhabilita poder predecir con exactitud el tiempo de viaje, provocando a los conductores la consideración de más tiempo para trasladarse y de menos tiempo para actividades productivas o personales.
- Desperdicio de combustible debido al aumento de ralentización, aceleración y frenado, aumentando la contaminación en el aire y las emisiones de dióxido de carbono.
- Aumento del desgaste de los vehículos debido a la frecuencia de aceleración y frenado, haciendo más recurrente la necesidad de mantenimiento, reparaciones y reemplazos.
- Conductores frustrados, la reducción de la salud de los automovilistas y el aumento de la ira de carretera.
- Ineficiencia en emergencias: el bloqueo del tráfico podría interferir con el paso de los vehículos de emergencia los cuales se necesitan con urgencia.
- Afecta las carreteras secundarias y calles de barrios o comunidades al ser utilizadas como rutas alternativas debido a la congestión de las arterias principales.

1.2. Antecedentes de vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical

El hombre se caracterizó por ser una criatura nómada desde el principio de los tiempos, siempre en constante movimiento, yendo de un lugar a otro, logrando conquistar terrenos inhóspitos y lugares antes considerados inalcanzables; todo esto debido a sus avances en los métodos de transporte. Sin embargo, no fue sino hasta que el hombre de la antigüedad se paró a observar el vuelo de las aves y de otros animales voladores que despertó el deseo de poder conquistar el cielo algún día. La ambición por ganar la carrera hasta lo más alto ha cursado muchas etapas, llenas de dificultades, hasta culminar al desarrollo tecnológico de la aviación tal y como la entendemos ahora.

Los chinos diseñaron un trompo volador cerca del año 400 a.C., juguete que estaba conformado por una vara con una hélice acoplada a un extremo, figura 1, que se elevaba al ser girada rápidamente entre las manos este sería el primer antecedente del fundamento del helicóptero.

Figura 1. **Taketombo**

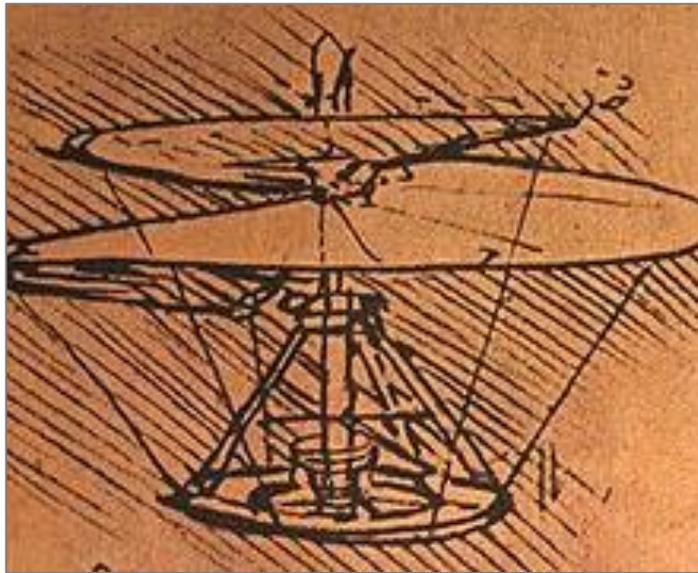


Fuente: Thewrightbrothersusa *Hand Propelled toy Helicopter*.

thewrightbrothersusa.com/products/hand-propeller-toy. Consulta: noviembre del 2017.

Leonardo da Vinci fue la primera persona en diseñar y dibujar en sus bocetos un artefacto volador con un rotor helicoidal en el año 1490, figura 2, sin embargo, los esfuerzos dirigidos a lograr una aeronave de este tipo se iniciaron hasta la invención del avión motorizado en el siglo XX.

Figura 2. **Máquina voladora de Leonardo Da Vinci**



Fuente: HAMLIN, Paul. *Bortolon, The Life and Times of Leonardo*. Consulta: noviembre de 2017.

El ingeniero español Juan de la Cierva empezó desarrollar en los años 20 lo que puede ser considerado como un híbrido entre un helicóptero y un avión, el cual recibió el nombre de autogiro, figura 3, aparato que hoy en día es considerado como el predecesor del helicóptero. De la Cierva logró recorrer 200 metros su primer vuelo en un autogiro en 1923 y un año después logró alcanzar los 100 km/h en otra prueba. De la Cierva muere en la Guerra Civil Española y las investigaciones concernientes al autogiro quedaron prácticamente paralizadas.

Figura 3. **Autogiro**



Fuente: Aeurango. 1919, *El Autogiro*. earangos.wordpress.com/2015/03/13/1919-el-autogiro/
Consulta: noviembre del 2017.

Igor Sikorsky en Estados Unidos y Heinrich Focke en Alemania desarrollaron los primeros modelos operativos de helicópteros entre los años 30 y principios de los 40. Otros pioneros realizaron avances en lo relativo a los helicópteros años antes, como el argentino Raúl Pateras Pescara que en 1916 realizó el primer vuelo de un helicóptero medianamente controlable, o la Libélula Viblandi, figura 4 que fue uno de los primeros helicópteros eficaces desarrollado por el español Federico Cantero Villamil, sin embargo, la Guerra Civil Española paralizó sus proyectos.

Figura 4. **Libélula Viblandi**

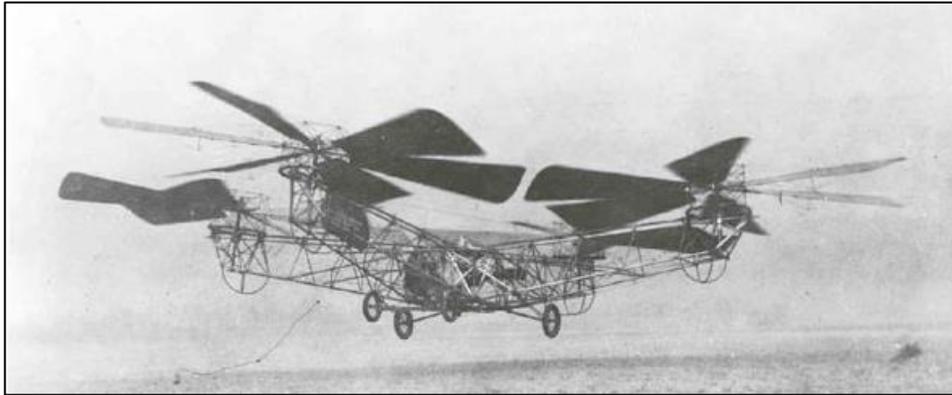


Fuente: Sites. Google. *Cantero "Libélula Viblandi"*.

sites.google.com/site/stingrayslistofrotorcraft/cantero-liblula-viblandi. Consulta: noviembre de 2017.

En la primera década del siglo XX, se diseñó en San Petersburgo, una clase de aeronave que se elevaba por efecto de dos hélices unidas a una estructura. Sus creadores lo denominaron *Sorokin* y pese a que optimizaron el diseño varias veces, este nunca se llegó a fabricar. Al transcurrir 12 años, en enero de 1921, el gobierno de Estados Unidos de Norteamérica desarrolló un vehículo aeronáutico que podía despegar y aterrizar verticalmente, este consistía en una estructura en forma de cruz con cuatro hélices colocadas en los extremos y la cabina del piloto en el centro, figura 5. Cada hélice tenía un control que le permitía variar la velocidad de giro para poder controlar la altura, estabilidad y a su vez, el movimiento del vehículo. Se hicieron varios vuelos con el vehículo demostrando que este podía mantenerse en el aire con buena estabilidad. A pesar de sus ventajas, este era susceptible a problemas de confiabilidad debido a que no contaba con mucha maniobrabilidad.

Figura 5. **Cuadricóptero de Bothezat**



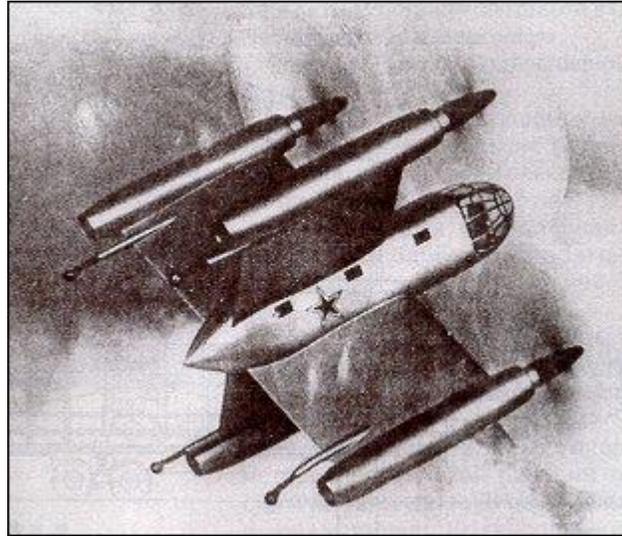
Fuente: 1000aircraftphotos. *Bothezat Helicopter*.

1000aircraftphotos.com/Contributions/WatkinsRay/8241.htm. Consulta: noviembre de 2017.

Cerca del año 1952, en el contexto de la Guerra Fría, Estados Unidos descubrió que una alianza británico-canadiense investigaba sobre naves VTOL o de despegue y aterrizaje vertical. Esta alianza tenía el propósito de fabricar un platillo volador con estas características, sin embargo, no fue sino hasta que EE. UU. decidió auspiciar el proyecto que lograron un rediseño del vehículo que le permitió volar a bajas alturas únicamente porque al elevarse más este se volvía inestable. Los estudios continuaron, pero debido a la inestabilidad del diseño, el proyecto fue terminado.

Dos años después, en 1954, Rusia organizó un grupo de diseño con el propósito de construir vehículos aeronáuticos VTOL. Uno de los primeros diseños consistía en una nave cruciforme con cuatro turbinas situadas en los bordes dispuestos verticalmente como el fuselaje, figura 6. Este diseño resalto debido a su originalidad y novedad de las soluciones técnicas propuestas en su construcción.

Figura 6. **Bratukhin**



Fuente: Sites. Google. *Bratukhin Transport VTOL Aircraft. Stinray's list of rotorcraft.*
sites.google.com/site/stingrayslistofrotorcraft/bratukhin-transport-vtol-aircraft Consulta:
noviembre de 2017.

Al mismo tiempo que Rusia que avanzaba en su investigación en este tipo de vehículos, en Norteamérica, la Oficina de Investigación Naval comenzó los estudios necesarios para poder desarrollar un vehículo de transporte y vigilancia unipersonal con la idea de una plataforma con un gran ventilador en el centro. El proyecto se rediseño varias veces hasta llegar al prototipo conocido como VZ-1 Pawnee, el cual consistía en un ducto de 1.5 metros de diámetro con una hélice y sobre este iba el piloto al centro con correas de seguridad maniobrando la altura del vehículo en función de la potencia demandada al motor, figura 7. El proyecto resulto ser bastante estable lo que llevo a la oficina a mejorar el diseño colocando mayor potencia y ampliando su tamaño, pero las desventajas de esta plataforma voladora se hicieron notar al ser demasiado lenta, pesada y delicada para un campo de batalla.

Figura 7. **VZ-1 Pawnee**



Fuente: Pinterest.com. *Flight demonstration of a Hiller VZ-1.*
pinterest.com/pin/153544668521819228/ Consulta: noviembre de 2017.

Al descartar el proyecto del VZ-1 Pawnee, se prosiguió con otras aeronaves con el mismo concepto de plataforma voladora. La armada de Estados Unidos desarrollo el De Lackner DH4 Helivector, también conocido como Aerocycle, figura 8. Este mejoró considerablemente al VZ-1 Pawnee en cuanto a maniobrabilidad y velocidad, logrando alcanzar velocidades de hasta 110 km/h. Este vehículo consistía en una hélice situada debajo del piloto movida por un solo motor y contaba con colchones de aire en la parte inferior para su aterrizaje, otros diseños cuentan con dos hélices girando en direcciones opuestas en vez de una.

Figura 8. **Aerocycle**



Fuente: Legendary videos. *10 Most Strange Helicopters*.

[www.http/s.legendaryvideos.com/machines/10-strange-helicopters-will-blow-mind/](http://www.legendaryvideos.com/machines/10-strange-helicopters-will-blow-mind/) Consulta:
noviembre de 2017.

Pese a los avances logrados con el Aerocycle, este se dejó de estudiar al ser juzgado como poco práctico y peligroso para el piloto. Desde entonces hasta el día de hoy, la idea de la plataforma voladora se ha seguido estudiando con intenciones de mejorarla en diferentes aspectos como estructuras más livianas y mejor maniobrabilidad.

En los años 50 se continuó investigando acerca de los vehículos VTOL desarrollando vehículos que buscaban emular el comportamiento de un jeep todo terreno en el aire utilizando arreglos de varias hélices y rotores, no obstante, todos los prototipos representaban una gran inversión y una eficiencia demasiado pequeña como para continuar con la investigación de estos. No fue sino hasta en 1962 que el Dr. Moller fabricó un pequeño modelo de una nave VTOL que tenía

en mente, este proyecto llevado a cabo en su garaje logró volar a poca altura. Años después de fundar su propia empresa, el Dr. Moller mejoró su diseño y recibió sus primeras patentes. Sin embargo, una de las más grandes desventajas de las naves y vehículos VTOL diseñados en ese tiempo era que no podían trasladar a muchos pasajeros. Así que con el avance de esta tecnología se llevaron a cabo muchos estudios que permitieron el desarrollo de aviones con alas giratorias que pueden rotar 90 grados para poder realizar un despegue y aterrizaje vertical, lo que ahora vemos en aviones como el AV8-B Harrier.

En los siguientes años las fuerzas militares de Estados Unidos en conjunto con otras organizaciones como la NASA, Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio, continuaron con sus investigaciones de vehículos VTOL logrando construir una gran cantidad de prototipos relativamente funcionales que hoy en día se encuentran en museos.

Sin desviarse demasiado de la idea principal, se lograron construir vehículos VTOL no tripulados, siendo estos los predecesores de los muy conocidos *drones* de hoy en día. Los vehículos VTOL no tripulados de ese entonces tenían un propósito militar y conforme la tecnología fue avanzando, estos fueron variando en sus características y diseños.

Hoy en día, los avances en la tecnología eléctrica hacen de esta una alternativa idónea para la propulsión de vehículos no tripulados; empresas como E-Hang buscan utilizar este tipo de tecnología en vehículos VTOL de transporte aéreo tripulados. El prototipo E-Hang 184, figura 9, consta de 8 rotores dispuestos en un arreglo coaxial de cuadricóptero que permitirá transportar a una persona únicamente de manera autónoma. Prototipos como este se están construyendo en todo el mundo con la finalidad de poder utilizar vehículos VTOL tripulados como método de transporte diario en el futuro.

Figura 9. **E-HANG 184**



Fuente: Popularmechanics. *EHang Wants You to Fly*.
popularmechanics.com/flight/drones/a18865/ehang-184-fly-in-autonomous-drone/ Consulta:
noviembre de 2017.

2. MARCO TEÓRICO

2.1. Motores eléctricos

Los motores eléctricos son dispositivos que convierten la energía eléctrica en energía mecánica por medio de la interacción de campos magnéticos generados en sus bobinas o devanados. Son máquinas eléctricas rotatorias compuestas por un estator y un rotor. Los motores eléctricos pueden ser impulsados por fuentes de CC y AC.

La corriente continua o corriente directa proviene de las baterías, los paneles solares, dínamos, fuentes de alimentación instaladas en el interior de los aparatos que operan con estos motores y con rectificadores. La corriente alterna utilizada en motores eléctricos puede tomarse directamente de la red eléctrica, las plantas eléctricas de emergencia y otras fuentes de corriente alterna bifásica o trifásica como los inversores de potencia.

2.1.1. Motores de corriente continua

El motor de corriente continua, también denominado motor de corriente directa se compone principalmente de dos partes. El estator que da soporte mecánico al aparato y contiene los polos de la máquina, que pueden ser devanados de hilo de cobre sobre un núcleo de hierro o de imanes permanentes. El rotor es generalmente de forma cilíndrica, también devanado y con núcleo, alimentado con corriente directa a través de delgas, que están en contacto alternante con escobillas fijas también conocidas como carbones.

Las ventajas de los motores DC incluyen un excelente control de la velocidad y la capacidad de proporcionar alto par a bajas velocidades. Sin embargo, representan un alto costo en mantenimiento debido al constante desgaste mecánico de las escobillas. Además, debido a que la energía eléctrica se suministra como corriente alterna, se requiere de equipos adicionales que generen energía en corriente directa.

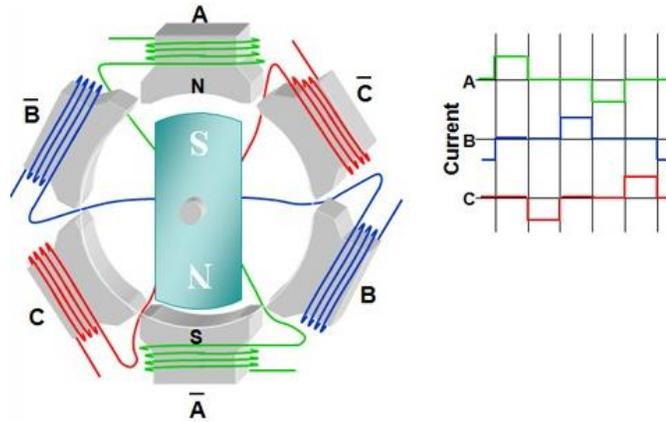
Estas máquinas tienen un amplio rango de aplicaciones desde motores lineales cuando ejercen tracción sobre un riel hasta servomotores y motores paso a paso en electrónica a pequeña escala.

2.1.1.1. Motores Brushless DC

La palabra *brushless* se puede traducir como sin escobillas, las escobillas son los elementos mecánicos utilizados en la conmutación de los motores de corriente directa tradicionales; lo que significa que los motores de corriente directa sin escobillas están diseñados para conmutar la tensión en sus devanados, sin sufrir desgaste mecánico.

Para lograr esto se utilizan sensores de posición y controladores digitales que producen tres señales de salida alternas, figura 10, mediante transistores en conmutación. Estas señales alimentan las bobinas del estator del motor y están desfasadas 120 grados entre sí. Las señales de salida del controlador se asemejan a las utilizadas en cualquier sistema eléctrico trifásico.

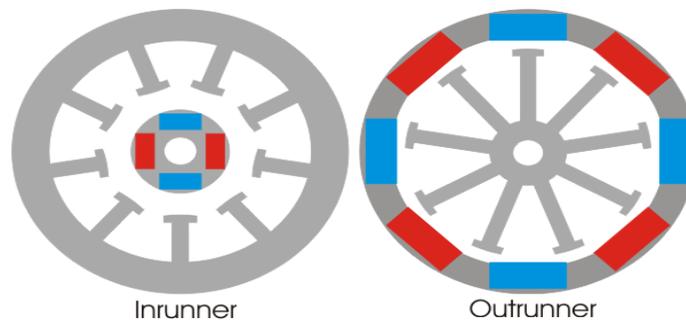
Figura 10. **Señales en motor Brushless DC**



Fuente: Embedded. *Brushless DC Motor*. embedded.com/print/4402474. Consulta: diciembre de 2017.

Estos motores son frecuentemente utilizados en aplicaciones en las que se solicita dimensiones reducidas y alta potencia. Existen dos tipos de motores *brushless* DC dependiendo de la posición del rotor de imanes permanentes, figura 11.

Figura 11. **Configuraciones de motores Brushless DC**

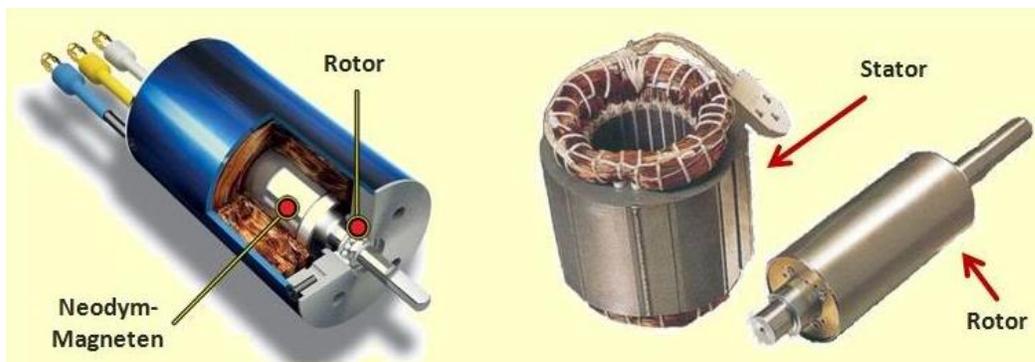


Fuente: Electronoobs. *Construction types*. electronoobs.com/eng_circuitos_tut7.php. Consulta: diciembre de 2017.

2.1.1.1.1. Inrunner

Estos tipos de motores sin escobillas tienen bobinas que se fijan en la carcasa exterior, figura 12, mientras que los imanes móviles giran en el interior de la carcasa.

Figura 12. **Motor BLDC Inrunner**



Fuente: Inrunner. *Electronics and Propulsion System in RC-Flying*.
rcplanesguru.org/2015/09/electronics-and-propulsion-system-in-rc_14.html. Consulta: diciembre de 2017.

2.1.1.1.2. Outrunner

Como se puede suponer, estos tipos de motores sin escobillas tienen sus imanes en la carcasa exterior, figura 13, y se hacen girar alrededor de las bobinas fijas que se encuentran en el centro de la carcasa del motor.

Figura 13. **Motor BLDC Outrunner**



Fuente: Dronetrest. *Brushless motors – how they work and what the numbers mean.* dronetrest.com/t/brushless-motors-how-they-work-and-what-the-numbers-mean/564. Consulta: diciembre de 2017.

Cabe mencionar que los motores *brushless* DC Outrunner pueden girar mucho más lento que su contra parte, sin embargo, estos poseen un torque considerablemente mayor que los motores *brushless* DC de tipo *Inrunner*.

2.2. Principio de vuelo

Para poder comprender el funcionamiento de las distintas máquinas voladoras que existen hoy en día, es necesario entender algunos principios básicos de aerodinámica, que es la ciencia de la mecánica de fluidos que estudia los efectos que tienen el movimiento relativo de los fluidos, en este caso el aire, con respecto a los objetos.

2.2.1. Aeronaves de ala fija

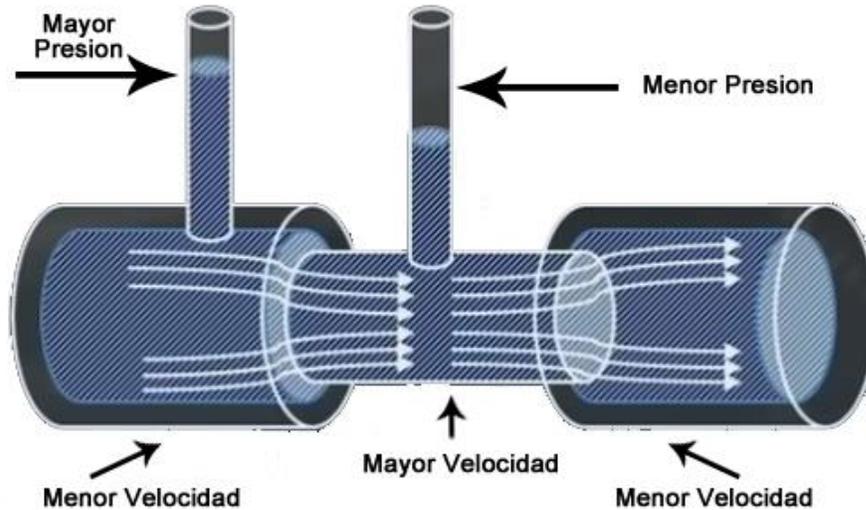
La física del vuelo en los aviones o aeronaves de ala fija se puede explicar por medio del Principio de Bernoulli, el cual de forma resumida establece que los aviones pueden sustentarse en el aire gracias a una diferencia de velocidad en el paso del viento por sus alas y por consiguiente una diferencia de presiones que ejercen una fuerza en las alas conocida como fuerza de sustentación.

2.2.1.1. Teorema de Bernoulli

El teorema de Bernoulli es una aplicación directa del principio de conservación de la energía, esto puede explicarse mediante un ejemplo con una manguera en la cual está fluyendo agua.

En la manguera el fluido mantendrá una velocidad y presión constante en cualquier punto, sin embargo, al presionar en algún punto de la manguera estas condiciones cambiarían, figura 14. Debido a que el agua es un fluido que no puede comprimirse esto significaría que la misma cantidad de agua que fluía por la sección original de la manguera deberá pasar por el segmento reducido y en el mismo tiempo. Para que esto suceda el fluido deberá incrementar su velocidad en la sección reducida y como consecuencia al medir la presión en las dos secciones se notará que hay menor presión en la sección en donde el fluido se acelera. Por lo tanto, Bernoulli concluyó que al acelerar un fluido se consigue que su presión disminuya.

Figura 14. **Teorema de Bernoulli**

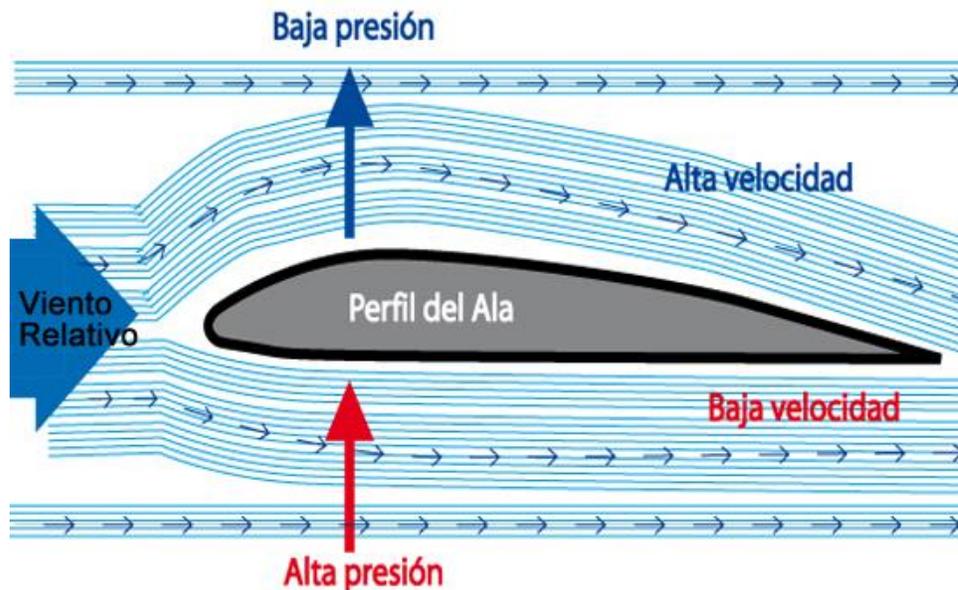


Fuente: Inforepuesto. *Funcionamiento del Vuelo*. inforepuesto.com/como-funcionan-y-vuelan-los-drones/. Consulta: diciembre de 2017.

Al transponer este mismo fenómeno al aire como fluido de análisis y al colocar el corte de perfil de un ala de avión, figura 15, se puede observar que debido a la curvatura de la superficie superior del ala, el aire en esta zona se acelera, recorriendo una mayor distancia en el mismo tiempo que al aire de la zona de inferior; de esta manera, el aire en la zona superior del ala disminuirá su presión al acelerarse, al igual que el agua en el ejemplo de la manguera, mientras que el aire por debajo del ala mantendrá su velocidad y por ende su presión.

Esta diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala es la que origina la fuerza de sustentación en el avión.

Figura 15. **Perfil de ala y líneas de viento**

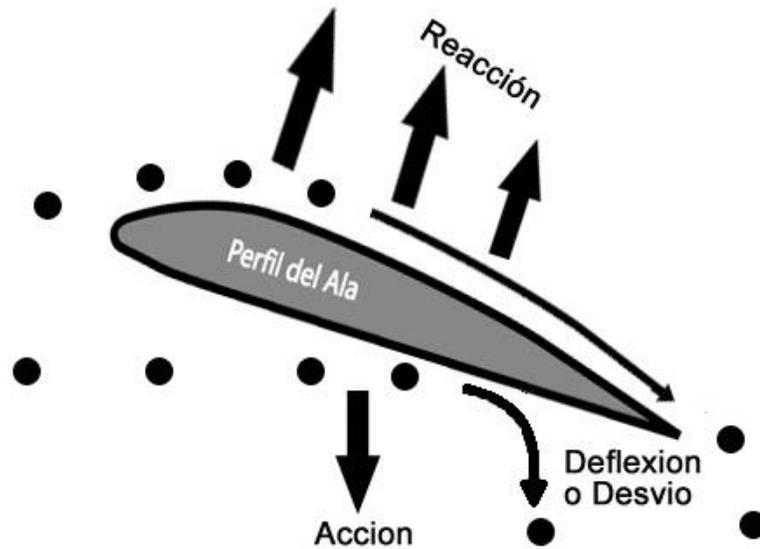


Fuente: Inforepuestro. *Funcionamiento del Vuelo*. inforepuestro.com/como-funcionan-y-vuelan-los-drones/. Consulta: diciembre de 2017.

2.2.1.2. Tercera ley de Newton

Otra manera de explicar la sustentación de las aeronaves es por medio de la Tercera Ley de Newton que establece que “Toda acción tiene una reacción de igual magnitud, pero, de sentido opuesto.”, al tomar esto en cuenta, se puede analizar el perfil del ala de un avión como si fuera un muro inclinado y las moléculas de aire que vienen por debajo del ala chocan con esta y son desviadas hacia abajo. Por otro lado, las moléculas del aire que fluyen por la parte superior del ala también son desviadas hacia abajo al seguir la curvatura del perfil, figura 16. Todas estas moléculas del viento que son desviadas hacia abajo forman en su totalidad la acción, por lo que se genera una reacción en sentido opuesto conocida como sustentación.

Figura 16. **Perfil de ala y moléculas de viento**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Aunque tanto el teorema de Bernoulli como la tercera ley de Newton son válidos para explicar la sustentación, no hay un total acuerdo entre cuál de ellos aporta más en este fenómeno.

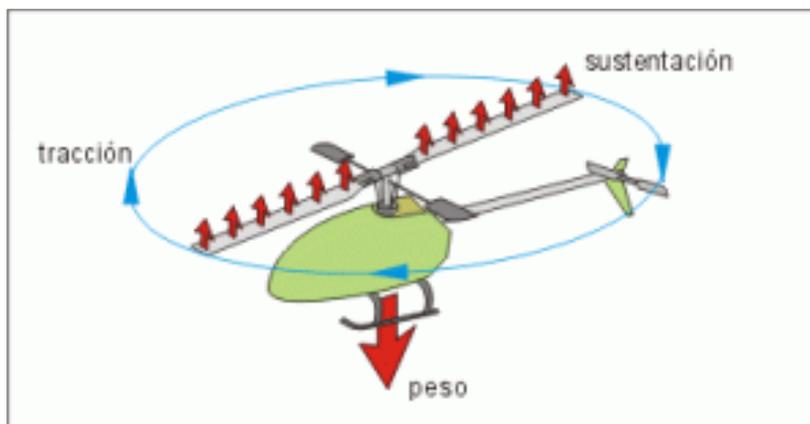
2.2.2. Aeronaves tipo multirrotor

Para el caso de aeronaves tipo multirrotor, como lo sería un helicóptero, se busca contrarrestar la fuerza de gravedad con una fuerza de empuje contraria proporcionada por las hélices conectadas a rotores que según la velocidad y el tamaño ejercerán más o menos fuerza de empuje.

Se puede considerar las palas de las hélices de un multirrotor o helicóptero, como un ala en movimiento giratorio y aplicar los mismos principios expuestos en

el análisis del ala de un avión. De esta manera cada pala de las hélices de un helicóptero o multirroto experimenta una fuerza hacia arriba debido a su movimiento giratorio con la intención de contrarrestar la fuerza de la gravedad y proveer sustentación a la aeronave, figura 17.

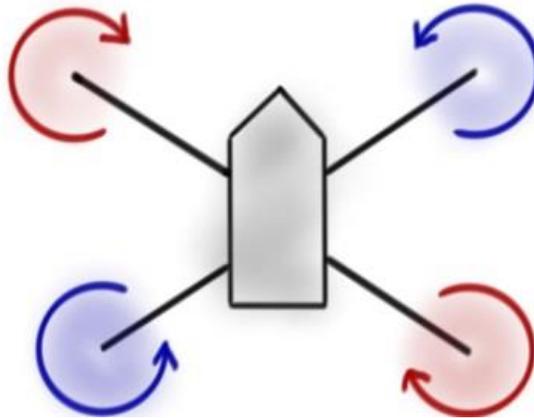
Figura 17. **Diagrama de fuerzas en un helicóptero**



Fuente: Inforepuesto. *Funcionamiento del Vuelo*. inforepuesto.com/como-funcionan-y-vuelan-los-drones/. Consulta: diciembre de 2017.

Los helicópteros poseen rotores de cola o estabilizadores para contrarrestar la fuerza de inercia de su rotor y no girar descontroladamente al elevarse. En el caso de los multirrotores o cuadricópteros el problema es resuelto al colocar hélices que giran en sentido opuesto alternadamente entre los distintos rotores, de esta manera la inercia por girar provocada por un rotor es cancelada por el sentido de rotación opuesto del rotor próximo, figura 18.

Figura 18. Diagrama de un multirroto

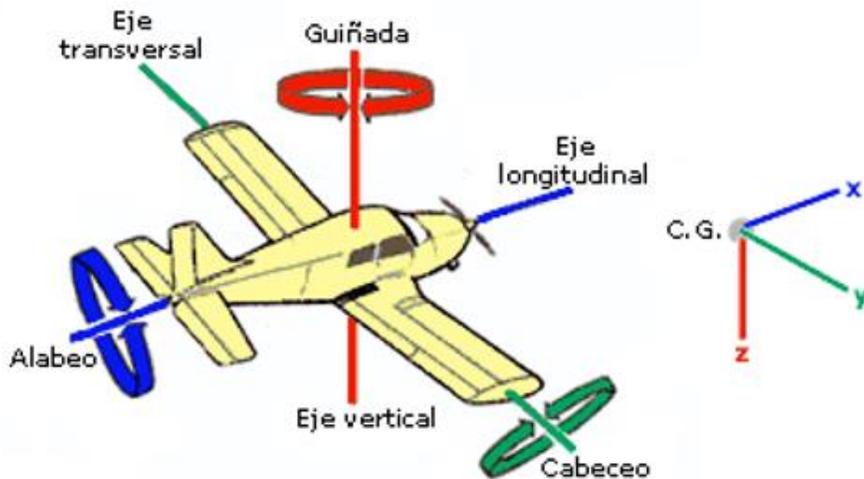


Fuente: Blacktieaerial. *The Physics of Quadcopter Flight*. blacktieaerial.com/the-physics-of-quadcopter-flight/. Consulta: diciembre de 2017.

2.2.3. Movimientos de una aeronave

Cuando una aeronave logra alcanzar la sustentación, esta es capaz de realizar movimientos de rotación en tres ejes, figura 19, los cuales son perpendiculares entre sí y su punto de intersección se encuentra situado en el centro de gravedad de la aeronave. Los movimientos en el eje vertical son llamados de guiñada o *yaw* en inglés, en el eje transversal son llamados de cabeceo o *pitch* y los movimientos en el eje longitudinal son llamados de alabeo o *roll*. Estos mismos movimientos se aplican para los multirrotores y cualquier aeronave suspendida en el aire.

Figura 19. Ejes de movimiento de una aeronave



Fuente: Aerocomando. *Ejes del Avión*. aerocomando.blogspot.com/2015/08/ejes-del-avion-y-superficies-de-control.html. Consulta: diciembre de 2017.

2.2.4. Propulsión

Al hablar de la propulsión nos referimos al movimiento generado a partir de una fuerza que empuja o da impulso, en este caso a la fuerza que permitirá el movimiento aéreo. Existen distintos tipos de propulsión aérea que dependen tanto del comportamiento deseado del vehículo como las características propias de la estructura y tamaño de este. En el caso de los multirrotores, la propulsión se efectúa gracias al conjunto de hélices rotativas que estos poseen.

2.2.4.1. Hélice

La hélice es un dispositivo mecánico formado por un conjunto de elementos denominados palas o álabes, montados de forma concéntrica y solidarios de un

eje que, al girar, las palas trazan un movimiento rotativo en un plano. Las palas o aspas de una hélice pueden ser de madera, metal o de polímeros reforzados, figura 20. Cada pala consta de un conjunto de perfiles aerodinámicos, similares a los encontrados en el ala de un avión, los cuales varían a lo largo del aspa; cambiando también, su ángulo de ataque desde la raíz hasta el extremo.

Figura 20. **Hélice de madera**



Fuente: Madrid-city. *Hélice de avión de madera*. madrid-city.evisos.es/helice-de-avion-de-madera-anos-50-id-609799. Consulta: enero de 2018.

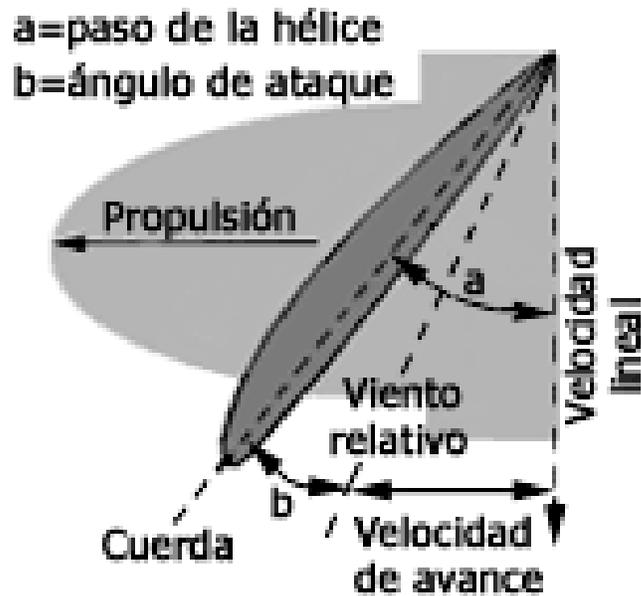
La hélice se encuentra acoplada por medio de engranajes o poleas al eje de salida de un motor. Este eje hace girar la hélice produciendo el empuje necesario para poder propulsar la nave.

2.2.4.2. Estudio aerodinámico de la hélice

Los perfiles aerodinámicos que conforman cada pala están expuestos a los mismos principios y leyes que cualquier otro perfil aerodinámico, las palas de las hélices presentan un mayor ángulo de ataque cercano al eje de rotación y menor ángulo de ataque conforme se alcanza el extremo de la pala. Este tipo de geometría hace que el giro de la hélice con cada una de sus palas fuese como hacer rotar muchas pequeñas alas, acelerando el flujo de una masa de aire hacia

el borde de la salida de cada pala o perfil, dicho movimiento provoca una fuerza de reacción, que impulsa al vehículo hacia la dirección deseada.

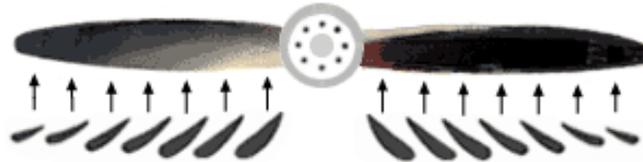
Figura 21. **Ángulos de la hélice**



Fuente: Manualvuelo.com. *Sistemas Funcionales*. manualvuelo.com/SIF/SIF32.html. Consulta: enero de 2018.

Como se mencionó antes, las hélices se fabrican variando el ángulo de ataque con la intención de evitar las vibraciones al producir una fuerza constante a lo largo de la pala reduciendo las tensiones internas. Esto se logra al tener un mayor ángulo en la base de la hélice y disminuyendo progresivamente hacia el extremo de la pala, figura 22, sabiendo que la velocidad será menor en la base y mucho mayor en el extremo o punta de cada aspa.

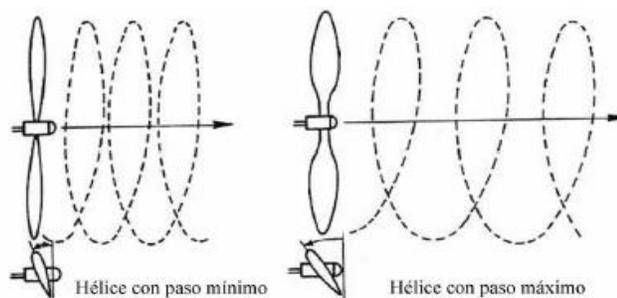
Figura 22. **Perfiles y ángulos de incidencia**



Fuente: Manualvuelo.com. *Sistemas Funcionales*. manualvuelo.com/SIF/SIF32.html. Consulta: enero de 2018.

La velocidad con la que giran los extremos de las aspas es crítica cuando esta se acerca a la velocidad del sonido produciendo ondas de choque que causarían turbulencias y podrían destrozar la hélice, el motor o simplemente hacer ineficiente a la hélice. Este hecho limita el diámetro y la velocidad con la que puede girar la hélice, por lo tanto, el tamaño de la hélice, su forma, su velocidad de giro y número de palas; determinarán la fuerza de propulsión que esta puede proporcionar. Conforme más grande sea el diámetro de la hélice o más pronunciado sea el paso de la hélice, figura 23, se obtendrá un mayor empuje, pero se requerirá más potencia para hacerla girar.

Figura 23. **Paso de una hélice**



Fuente: Manualvuelo.com. *Sobre las hélices*. es.achs.wikia.com/wiki/9.-_Sobre_las_h%C3%A9lices. Consulta: enero de 2018.

El número de palas de una hélice depende de varios factores como el volumen y velocidad de aire requerida o la potencia disponible para hacerlas girar. Tener un mayor número de palas suele ser menos eficiente, pero una hélice de pocas palas necesita más velocidad para poder generar el mismo empuje. Una hélice debe ser dimensionada adecuadamente para la gama de velocidades en que puede operar la nave con el propósito de lograr un rendimiento óptimo.

2.3. Controladores de motores eléctricos

Existe una gran variedad de motores eléctricos que difieren tanto en su construcción como en su funcionamiento y aplicaciones, de la misma manera hay una gran variedad de controladores que permiten el funcionamiento deseado de cada motor. Para los motores *brushless DC* se requieren unos controladores especiales llamados ESC por sus siglas en inglés.

2.3.1. Circuitos reguladores de velocidad, ESC

Un control electrónico de velocidad o *Electronic Speed Controller* es un circuito electrónico con la capacidad de variar la velocidad de un motor eléctrico, su dirección de giro y posiblemente también actuar como un freno dinámico. Los ESC permiten modular la señal que llega al motor para aumentar o disminuir la velocidad, variando la frecuencia o la corriente entregada al motor. Están compuestos de un microcontrolador programable que permite hacer una conmutación electrónica utilizando transistores de efecto de campo, cambiando la señal de corriente directa de entrada, en tres salidas de corriente alterna que van hacia el motor.

Estos circuitos tienen dos formas de operar, pueden ser prefijados a una cierta cantidad de vueltas, RPM, para la cual debería entregar cierta corriente

programada. Si la carga aumenta, entonces el regulador, debería entregar más corriente para se mantengan las RPM. El regulador mide la magnitud del pulso contraelectromotriz, FEM, y así ajusta la corriente de salida.

La otra forma, la cual es comúnmente utilizada, es que el controlador inyecta un cierto valor de corriente y luego mide cual es la velocidad del motor al medir la FEM y de esta forma se autoajusta.

2.4. Baterías

Una batería eléctrica es un dispositivo que consiste en una o varias celdas electroquímicas que permiten almacenar energía química que luego pueden convertir en una corriente eléctrica. Las baterías se pueden presentar en muchas formas y tamaños, variando su capacidad y rendimiento. También pueden variar en su composición y, por ende, su aplicación de acorde a las diferentes especificaciones requeridas.

En la aeronáutica las dimensiones y el peso de los componentes de toda aeronave son cruciales para el correcto diseño y funcionamiento de esta. Por lo tanto, las baterías ideales para una aeronave deben ser de tamaño y peso reducido, pero deben poseer una alta densidad de energía. El tipo de batería más usado en la aeronáutica son las baterías de Litio-Polímero.

2.4.1. Baterías de litio-polímero

La batería de polímero de ión de litio polímero o comúnmente batería de polímero de litio, abreviadamente LiPo, Lip, PLI, LIP, Li-poli, o Li-Pol, son pilas recargables compuestas generalmente de varias células secundarias idénticas en paralelo con la finalidad de aumentar la capacidad de la corriente de descarga,

y están a menudo disponibles en serie de *packs* para aumentar el voltaje total disponible.

Las baterías LiPo, figura 24, se caracterizan por poder almacenar una gran cantidad de energía y ser ligeras. Usualmente las baterías LiPo están compuestas por varias celdas. Cada celda suele tener un voltaje máximo de entre 3,7 V y 4,2 V dependiendo de los materiales con los que se ha hecho la batería.

Figura 24. **Batería Li-Po 7,4 V 1 200 mAh**



Fuente: Mercadolibre.com. *Baterías y cargadores*. articulo.mercadolibre.com.ar/MLA-717420566-bateria-litio-polimero-lipo-74v-1200mah-drones-helicopteros-_JM. Consulta: enero de 2018.

2.4.2. Norma ISO 14040

El crecimiento de la conciencia sobre la protección ambiental y los impactos asociados con la manufactura y consumo de productos ha formado un interés en

el desarrollo de métodos para comprender mejor y tratar dichos impactos. Una de las técnicas desarrolladas es el análisis de ciclo de vida.

- El análisis de ciclo de vida permite:
 - Identificar oportunidades de mejora en el desempeño ambiental en las distintas etapas del ciclo de vida del producto.
 - Aportar información para los fabricantes y las personas que toman decisiones en la industria para poder diseñar o rediseñar los productos.
 - Seleccionar indicadores de desempeño ambiental pertinentes.
 - Implementar un esquema de etiquetado ambiental, elaborar una reivindicación o una declaración ambientales de producto.

El análisis de ciclo de vida trata los aspectos e impactos ambientales potenciales, por ejemplo, las consecuencias ambientales de las emisiones a lo largo del ciclo de vida de un producto, desde la obtención de la materia prima, la producción, el uso, su tratamiento final, su reciclado, hasta su disposición final.

La norma ISO 14044 proporciona los lineamientos y requisitos para realizar dicho análisis, describiendo cuatro fases de estudio:

- definición del objetivo y el alcance
- análisis del inventario
- evaluación del impacto ambiental
- interpretación

El análisis de ciclo de vida es una de las diversas técnicas de gestión ambiental existentes como evaluación del riesgo, el desempeño ambiental, auditoría ambiental y evaluación del impacto ambiental. El análisis de ciclo de

vida puede no ser la técnica idónea para usar en todas las circunstancias, sin embargo, representa un estudio que permite analizar las consecuencias que implica la existencia de cualquier producto hacia el medio ambiente y poder conseguir así una industria de protección ambiental.

3. DISEÑO CONCEPTUAL DE UN AERONAVE

El modelo lineal básico del proceso de diseño en general identifica tres fases de diseño que deberán realizarse para poder satisfacer una necesidad identificada con el producto solución, siendo estas, las fases de diseño conceptual, preliminar y detallado.

El presente informe abarca la fase de diseño conceptual de una aeronave, se busca únicamente conceptos o principios que den solución al problema planteado. En el proceso de diseño conceptual se analiza el problema identificado y se sintetiza las soluciones que a su vez serán evaluadas con respecto a las posibles restricciones encontradas a lo largo de todo el desarrollo de ideas. En esta fase del diseño no se obtendrán estructuras de solución lo suficientemente válidas o acabadas como para materializar inmediatamente la solución al problema, no obstante, será el punto de partida para las siguientes fases del diseño que permitirán la materialización de una estructura válida como producto solución al problema planteado en un principio.

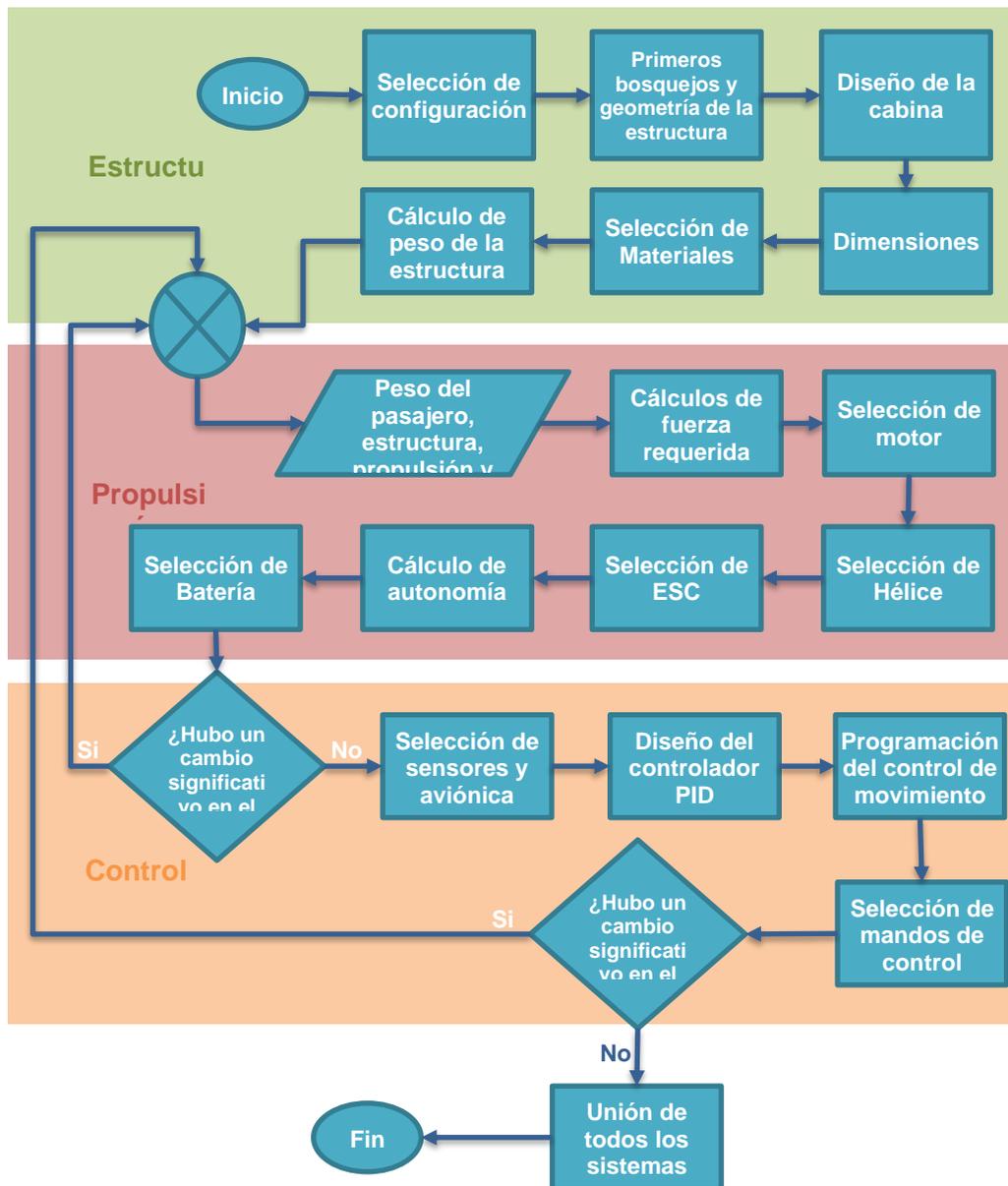
En el diseño conceptual se definen características específicas del proyecto como: la configuración, tamaños, peso y desempeño esperado de la aeronave. Sin embargo, estas características podrían variar o ser sustituidas por alternativas que se determinen como mejores en las siguientes fases del diseño.

3.1. Proceso del diseño conceptual de una aeronave

El diseño de una aeronave representa una tarea complicada, si esta es dividida en secciones de diseño que pueden ser resueltas independientemente

se logrará disminuir la complejidad del proceso de este. Se propone entonces el siguiente algoritmo que servirá de guía para el proceso de diseño realizado en el presente trabajo.

Figura 25. Algoritmo de diseño



Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Word.

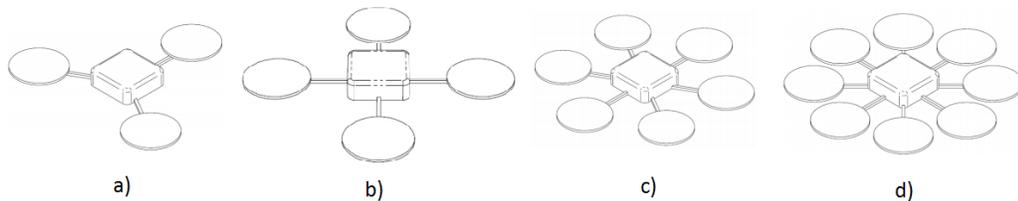
4. DISEÑO DE LA ESTRUCTURA DEL VEHÍCULO

Como primer punto a considerar en el diseño de la estructura será la selección del tipo de configuración que tendrá el vehículo multirrotor, con base a esto se podrá estimar el tamaño y funcionalidad que este tendrá.

4.1. Configuración multirrotor

Existen diferentes configuraciones de multirrotores las cuales son clasificadas en base a la cantidad de rotores que estos posean. Las configuraciones comúnmente usadas son: 3 rotores conocida como *Tricopter*, figura 26.a, luego una configuración de 4 rotores conocida como *Quadcopter*, figura 26.b, una configuración de 6 rotores conocida como *Hexacopter*, figura 25.c, y una configuración de 8 rotores conocida como *Octocopter*, figura 26.d.

Figura 26. Configuraciones de Multirrotores



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

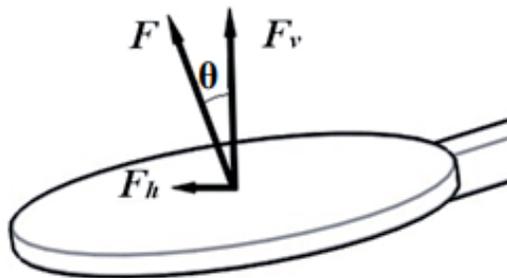
Cada configuración posee ciertas ventajas y desventajas propias de su desempeño que pueden ser o no ser útiles a nuestro diseño, por lo tanto, una comparación entre configuraciones es necesaria.

4.1.1. Comparación de multirrotores

Para unificar los modelos se compararán multirrotores con motores y hélices iguales. La masa de la plataforma estará compuesta de 1 080 g, incluyendo el marco, baterías, controlador y otros equipos, y la masa de cada sistema de propulsión será de 80 g, incluyendo 57 g de motor, hélice, ESC, cableado y la masa de otros componentes. Las masas de los multirrotores están localizadas al centro de los modelos. También, se utilizaron condiciones ideales sin viento. Se tomó en cuenta que los torques de diferentes rotores se compensan entre sí.

Para mantener la aeronave inamovible en el aire, todos los rotores deben girar a la misma velocidad y crear una fuerza tal que pueda compensar el peso de la plataforma. Para el vuelo horizontal, el rotor debe inclinarse en la dirección del vuelo. Todos los rotores se encuentran sujetos a la estructura del multirrotor, por lo tanto, al inclinar la plataforma, todos los rotores se inclinan en referencia al eje Y.

Figura 27. **Distribución de fuerzas en vuelo horizontal**



Fuente: Light. *Light Weight Multicopter Structural Design*. Light-Weight+Multicopter+Structural+Design+for+Energy+Saving. Consulta: enero 2019.

Descomponiendo la fuerza F obtenemos la fuerza vertical F_v y la fuerza horizontal F_h .

$$\begin{aligned}\vec{F}_v &= F \cos \theta \\ \vec{F}_h &= F \sin \theta\end{aligned}$$

Para lograr vuelo horizontal, la sumatoria de todas las fuerzas verticales debe ser igual a la fuerza gravitacional. Las fuerzas horizontales F_h , en la ausencia de resistencia del viento, aceleran a la aeronave. La siguiente ecuación proporciona la fuerza horizontal necesaria para acelerar al multirroto de 0 a la velocidad v en una distancia ΔS . Se tomará en cuenta que la plataforma se mueve a una velocidad de 2 m/s en una distancia de 1 m.

$$F_h = \frac{m \cdot v^2}{2 \cdot \Delta S}$$

En una aeronave de tres rotores, *tricopter*, figura 26.a; con una masa de 1,32 kg, cada rotor debe alcanzar 4,4 N para mantener la plataforma inamovible. Para el vuelo horizontal, es necesaria una fuerza de 2,64 N, F_h , y para conseguir esto cada rotor debe generar 0,88 N de esta fuerza cuando la plataforma esté con un ángulo de inclinación de 11,3 grados. Siendo necesarios 4,49 N por cada motor.

En el caso de un *Quadcopter*, figura 26.b, la masa total es de 1,4 kg y la fuerza creada por cada rotor necesaria para mantenerlo en el aire debe ser de 3,5 N, para alcanzar esta fuerza son necesarios 177,6 W, la incerteza de las mediciones es de $\pm 1,5$ W, de potencia total con los cuatro motores. Para el movimiento horizontal de la plataforma a la velocidad de 2 m/s, son necesarios 2,8 N de F_h . Cada rotor debe generar 0,7 N de esta fuerza, de igual manera la

plataforma deberá estar inclinada a un ángulo de 11,3 grados por lo que la fuerza total que cada rotor debe ejercer es de 3,57 N.

Un *Hexacopter*, figura 26.c, debe generar 2,6 N de fuerza por cada rotor teniendo un consumo total de 183,9 W de potencia. Para alcanzar la velocidad de vuelo horizontal de 2 m/s, cada rotor debe generar 2,65 N de fuerza.

Por último, un *Octocopter*, figura 26.d, utiliza 8 rotores funcionando por separado. Para mantener una aeronave con una masa de 1,72 kg en el aire, cada rotor debe generar 2,15 N de fuerza de empuje vertical y 193,5 W de potencia total son necesarios.

Para calcular el consumo de potencia por cada multirrotor, se tomó en consideración únicamente el consumo de los motores. El consumo de potencia del controlador principal, comunicación y otros dispositivos no se tomó en cuenta. Los cálculos de duración de vuelo fueron realizados con una batería de 54 Wh de capacidad. La tabla 1 presenta información sobre la comparación entre los distintos multirrotores como: velocidad de rotación, fuerza de empuje, potencia consumida, duración de tiempo de vuelo y otra información. La incerteza de medición de la velocidad de los rotores es de $\pm 34 \text{ min}^{-1}$. La incerteza del tiempo de vuelo es de $\pm 0,3 \text{ min}$. Tiempo y fuerza necesaria para inclinar la aeronave no fueron tomadas en cuenta.

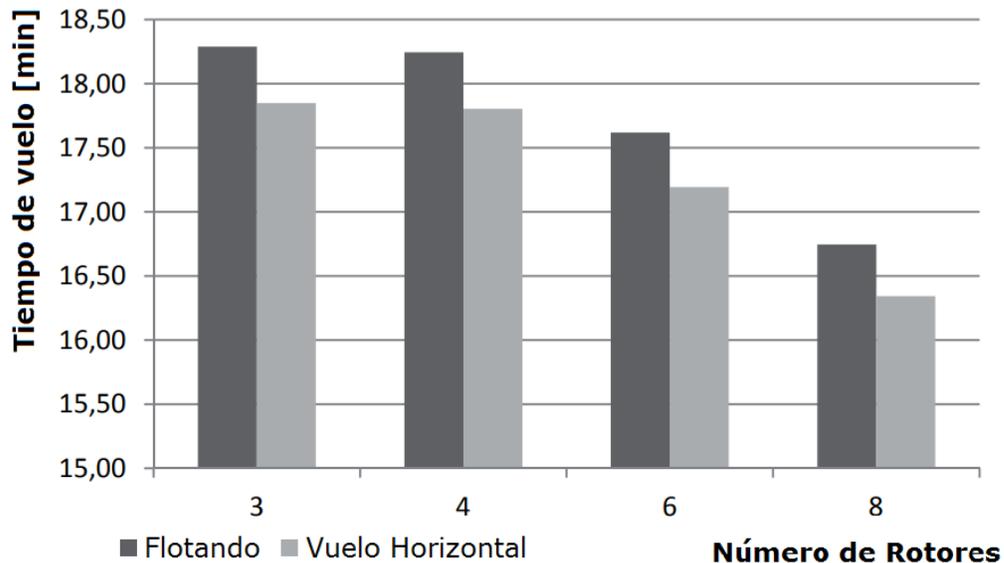
Tabla I. **Resultados de comparación entre multirrotores**

	# de rotores	3	4	6	8
	Masa, g	1320	1400	1560	1720
	F_v por rotor, N	4,4	3,5	2,6	2,15
	F_h por rotor, N	0,88	0,70	0,52	0,43
Flotando	Velocidad de rotor, min^{-1}	4954	4387	3746	3386
	Potencia de un rotor, W	57,1	44,4	30,7	24,2
	Potencia total, W	177,1	177,6	183,9	193,5
	Tiempo, min	18,3	18,2	17,6	16,8
Vuelo horizontal	Velocidad de rotor, min^{-1}	5005	4433	3785	3422
	Potencia de un rotor, W	60,5	45,5	31,4	24,8
	Potencia total, W	181,5	182,0	188,4	198,3
	Tiempo, min	17,9	17,8	17,2	16,3

Fuente: Light-Weight. *Light Weight Multicopter Structural Design*. Light-Weight+Multicopter+Structural+Design+for+Energy+Saving. Consulta: enero 2019.

En la figura 28 se puede observar una gráfica de los tiempos de una aeronave, ya sea flotando o de vuelo horizontal, con diferentes configuraciones de rotores. El tiempo de vuelo horizontal es ligeramente menor que el tiempo flotando debido a que este último demanda ligeramente mayor potencia de cada uno de los motores.

Figura 28. **Comparación de tiempos de vuelo**



Fuente: Light. *Light Weight Multicopter Structural Design*. Light-Weight+Multicopter+Structural+Design+for+Energy+Saving. Consulta: enero 2019.

Matemáticamente, la configuración de 3 y 4 rotores son los tipos más eficientes de configuración, sin embargo, la configuración de 3 rotores requiere de un servomotor para conseguir la estabilización aérea, esto con la intención de contrarrestar el momento de rotación de la aeronave causado por los rotores implicando más peso a tomar en cuenta y una mayor dificultad en cuanto al diseño de una aeronave con esta distribución de rotores.

Los tiempos de vuelo de las configuraciones de 6 y 8 rotores son menores comparados con la configuración de 4 rotores en un 3 % y 8 % respectivamente; esto debido a que la curva de consumo de potencia de los motores no es lineal y a que la masa de la aeronave es mayor en estas configuraciones. Se podría decir entonces, que la configuración óptima para la construcción de una aeronave multirrotores es de 4 rotores, no obstante, debido a la específica utilidad de nuestra

aeronave es necesario tomar en cuenta las ventajas que una configuración de 6 y de 8 rotores presentan.

En una configuración de 6 u 8 rotores existe la gran ventaja que, si un motor o hélice llegase a fallar durante el vuelo, los demás rotores pueden compensar el desbalance vectorial de las fuerzas de empuje permitiendo que la aeronave descienda y no se precipite súbitamente al suelo. En cambio, una configuración en *Quadcopter* representa la más simple distribución simétrica de la fuerza de empuje en cuatro vectores, pero no es posible prescindir de alguno de estos porque implicaría un desbalance que los otros rotores no podrían compensar y como resultado se perdería la sustentación. De igual forma una configuración de 6 u 8 rotores permite mayor fuerza de empuje que subsecuentemente permite una mayor carga para levantar.

Teniendo todo esto en cuenta, se toma como configuración idónea para el diseño de nuestro vehículo, la configuración de 6 rotores, conocida también como *Hexacopter*. Esta configuración posee mayor fuerza de empuje y permite tener un respaldo de seguridad al presentarse una falla en un rotor y evitando accidentes potenciales. También se consideró la configuración de 8 rotores, pero representaría un mayor tamaño, peso y costo en proporción a la ventaja de obtener mayor fuerza de empuje.

4.2. Configuración de ala fija

Los multirrotores logran sustentación al generar fuerzas vectoriales de empuje acelerando el aire a su alrededor, contrarrestando la fuerza de gravedad ejercida en la estructura de la aeronave. Estas fuerzas deben tener como dirección principalmente el eje vertical y deben ser constantes durante todo el tiempo de vuelo, por lo que deja muy poco espacio al error y no permite que

ocurra algún malfuncionamiento de los rotores porque de cada uno de estos depende la sustentación; además del movimiento de traslación de la aeronave.

Dicho esto, se propone utilizar como método de sustentación, en conjunto con los multirrotores, un sistema de ala fija que permita a la aeronave sustentarse demandando una menor potencia de cada rotor, aumentando la autonomía y la confianza del vehículo. En conjunto con esto, se implementaría un paracaídas balístico como medida de seguridad en caso no se pudiese recuperar el control de la aeronave en el aire.

4.3. Configuración de ala fija y multirrotor

Al proponer un multirrotor como aeronave, se considera como una de las grandes ventajas el control de las fuerzas vectoriales de sustentación que permiten el despegue y aterrizaje vertical de la misma, a diferencia que al proponer una aeronave de ala fija se considera como ventaja la gran fuerza de sustentación que el ala proporciona respecto a la poca potencia de empuje requerida por los motores.

Tal parece que lo que resulta como ventaja para una aeronave multirrotor es la desventaja de una de ala fija al igual que lo que es una ventaja para una aeronave de ala fija es la desventaja de una configuración multirrotor.

Sabiendo esto, se buscó obtener las mejores cualidades de cada configuración en un solo diseño que permita tener un despegue y aterrizaje vertical además de una alta autonomía de vuelo, dando como resultado configuraciones híbridas que ya antes se han implementado, como en el diseño del Bratukhin de los rusos, figura 6.

Tabla II. **Comparativa de ala fija vs multirrotor**

	Ala fija	Multirrotor
		
Tamaño	Grande	Compacto
Tiempo de vuelo	Largo	Corto
Área de aterrizaje	Grande	Pequeña
Maniobrabilidad	Baja	Alta
Velocidad de desplazamiento	Alta	Baja

Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Excel.

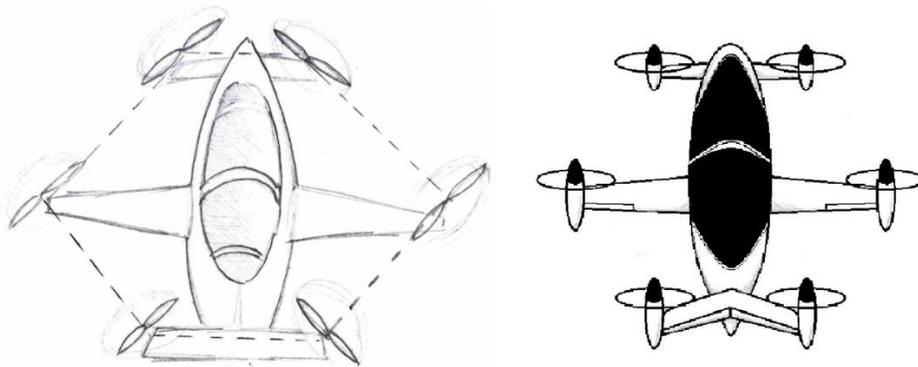
4.3.1. **Diseño conceptual de ala fija y multirrotor**

Nuestro diseño busca utilizar la configuración de 6 rotores sujetos a un arreglo de 3 alas fijas de distintos tamaños; teniendo un *canard*, ala frontal, un ala principal y un estabilizador horizontal, cola. La sustentación será alcanzada en su mayoría por el ala principal o central, siendo el canard una superficie extra para contribuir con la sustentación, pero como principal función, tendrá que sostener en sus extremos los rotores frontales al igual que la cola deberá sostener los rotores traseros. Sin embargo, la cola también será una superficie de control y actuará como estabilizador horizontal para controlar la elevación de la aeronave.

Con la intención de obtener una distribución de cargas equitativa en la estructura del vehículo, los motores quienes proporcionarán el empuje vectorial

hacia arriba estarán dispuestos entre ellos y el centro geométrico de la aeronave formando una clase de hexágono simétrico irregular.

Figura 29. **Primeros bosquejos geometría de la aeronave**



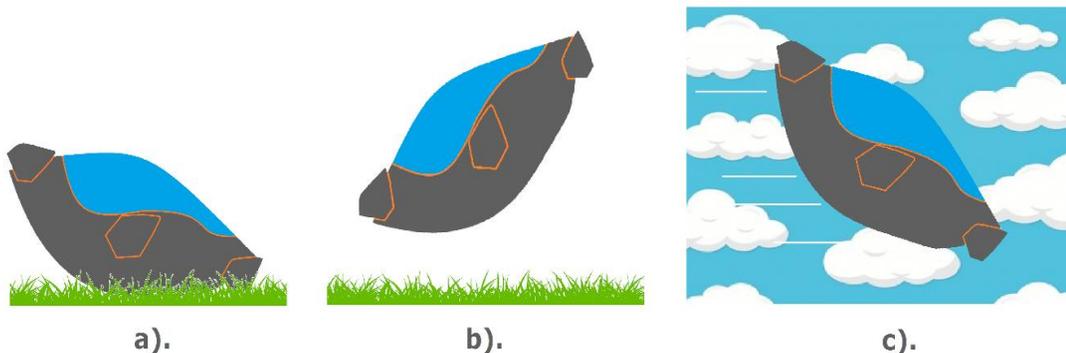
Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Debido a la complejidad que implicaría colocar servomotores o algún otro tipo de mecanismo para ajustar la dirección de los rotores en su transición, estos se encontrarán inamovibles y sujetos a las alas. Los rotores de la aeronave estarán en una configuración de tracción y todas las superficies alares tendrán aletas en los extremos para ayudar en la estabilidad lateral y para disminuir la fuerza de arrastre creada por los vórtices en la punta del ala.

Las alas estarán fijas y tendrán una inclinación en su ángulo de incidencia en referencia al eje longitudinal de la aeronave cuando esta se encuentre en tierra, figura 30.a. De este modo, al acelerar los rotores frontales, se deberá inclinar hacia atrás el vehículo con la intención que todos los rotores alcancen, aproximadamente, una dirección perpendicular al suelo para poder lograr el despegue vertical, figura 30.b. Luego, para lograr la posición de vuelo de crucero o vuelo horizontal, figura 30.c, la aeronave se inclinará nuevamente hasta lograr un ángulo de ataque óptimo de las alas fijas que permita que la mayor parte de

la sustentación sea realizada por estas mismas. Esta transición aérea no será realizada instantáneamente, la aeronave estará en modo de vuelo flotante, figura 30.b y conforme se vaya inclinando para alcanzar el ángulo de ataque óptimo para las alas fijas, esta irá creando y aumentando su velocidad de vuelo horizontal hasta completar la transición. De igual forma para regresar a modo de vuelo flotante, la aeronave disminuirá su velocidad horizontal y elevará el frente acelerando los rotores frontales hasta estar nuevamente con los rotores en posición perpendicular al suelo. Al encontrarse nuevamente en modo flotante, la aeronave podrá aterrizar exactamente igual a como despegó.

Figura 30. **Bosquejo de la aeronave en tierra, despegue y en vuelo**



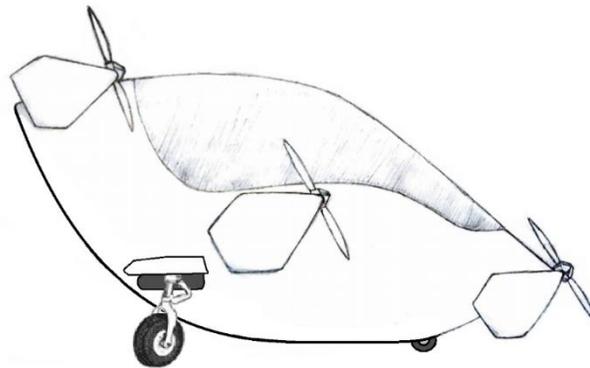
Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

La inclinación del vehículo en tierra será posible gracias a que el tren de aterrizaje será similar al casco de un barco, imitando a una silla mecedora o a un caballito balancín.

Si ocurriese el caso que los motores fallaran, el vehículo podrá planear gracias a la sustentación proporcionada por las alas, sin embargo, el aterrizaje de la aeronave sería bastante desastroso debido a que el tren de aterrizaje está diseñado para un despegue y aterrizaje vertical. Se pensó entonces en agregar

una pequeña rueda semi cubierta debajo del ala frontal y otras dos ruedas laterales en la parte posterior de la aeronave las cuales funcionarían como tren de aterrizaje retráctil, figura 31, dando un soporte, como triciclo, que permita el aterrizaje convencional de la aeronave únicamente cuando sea necesario.

Figura 31. **Tren de aterrizaje retráctil**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

4.3.2. Diseño conceptual de la cabina

La cabina es una parte crucial del diseño de la aeronave, se tomaron en cuenta parámetros como confort y campo de visión para lograr un diseño ergonómico acorde al funcionamiento del vehículo. El análisis realizado para el diseño de la cabina se dividió en tres secciones con base a los modos de operación de la aeronave, modo flotante y modo crucero; y su posición cuando esta se encuentra en tierra. De igual forma se buscó que la posición del piloto pudiese satisfacer una transición cómoda entre los modos de operación y con la intención de que no se viera afectado el campo de visión, se planea utilizar una cabina burbuja similar a la del jet de combate.

Para dimensionar la cabina se elaboró un *dummy* con dimensiones antropomórficas para poder referenciar la posición del tripulante. El modelado del *dummy* nos permitirá variar su posición, permitiendo un análisis visual del confort en las diferentes posturas.

Como primer paso se ubicó el *dummy* sentado en la aeronave cuando esta se encuentra en modo flotante, figura 32, siendo este nuestro punto de referencia para el cambio de inclinación que tendrá en las transiciones a los demás modos de operación.

Debido al funcionamiento de la aeronave, la postura en el modo flotante tiene la mayor inclinación hacia atrás, por lo que se buscó que, en esta posición, el campo de visión y la postura no fuese la de alguien completamente recostado horizontalmente en su espalda sabiendo que esto reduciría la capacidad de control de la aeronave por parte del piloto y limitaría su campo de visión.

Figura 32. **Ubicación del *dummy* en modo flotante**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Se puede observar que la postura es de alguien ligeramente recostado hacia atrás, como en un asiento reclinable. Esta postura permite al piloto ver hacia abajo desde los lados y le permite voltear a ver hacia abajo por encima de su hombro cuando este quiera aterrizar.

Posteriormente se colocó el *dummy* sentado en la aeronave cuando esta se encuentra en tierra, figura 33, la postura en este modo es bastante erguida, incluso ligeramente hacia delante. Se puede comparar a la posición que una persona tendría al conducir una motoneta.

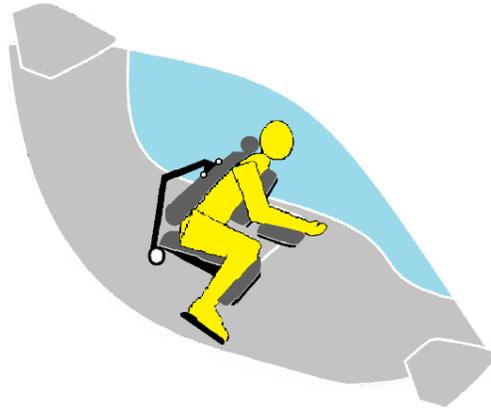
Figura 33. **Ubicación del dummy en tierra**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Por último, se ubicó el *dummy* en la aeronave en modo crucero, figura 34. En este caso la aeronave se encuentra en su inclinación máxima hacia al frente y se aprecia que el *dummy* tiene una posición similar a la que tendría el conductor de una moto estilo *Racing*. En esta posición el piloto tendría un rango de visión bastante amplio que le permite observar todo su entorno durante el vuelo.

Figura 34. **Ubicación del dummy en modo crucero**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Debido al gran cambio de inclinación entre los modos de operación de la aeronave, es notable que el soporte al piloto no podría darse con un asiento normal en el que se recuesta la espalda porque al estar en modo de crucero este caería hacia el frente. Se propone entonces, un asiento parecido al de las sillas de masaje, que le permita recostar el pecho del piloto en un soporte acolchado que sería parte de los controles de mando, similar al soporte que proporciona una silla de masajes.

De igual forma se propone un tablero de mando ergonómicamente diseñado para las diferentes posturas y cambios de inclinación en los distintos modos de operación, figura 35. Este dispondría de un *joystick* en el lado derecho y una palanca del lado izquierdo además de soportes acolchados para los antebrazos.

Figura 35. **Mandos de control de la aeronave**

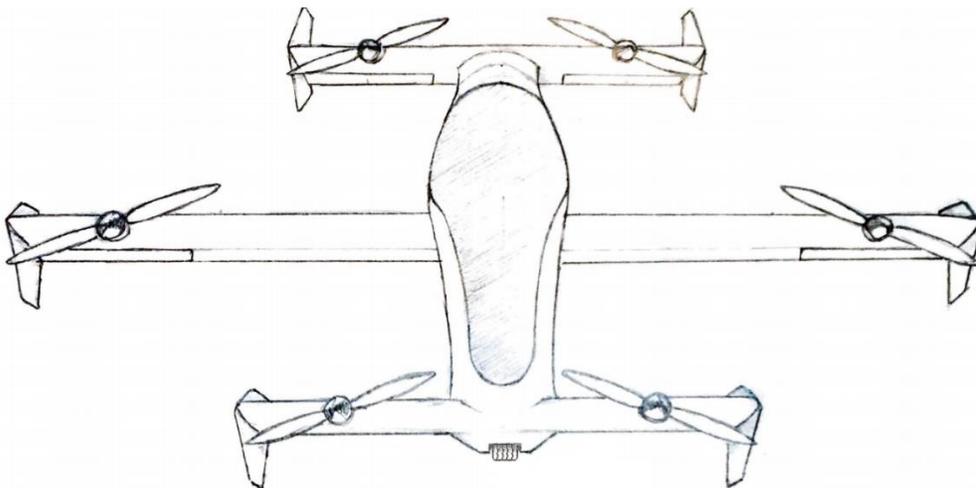


Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

4.3.3. **Bosquejo conceptual**

Tomando en cuenta las especificaciones de configuración se realizaron bosquejos de como luciría el vehículo, figura 36, implementando las consideraciones de la cabina y la distribución de rotores y alas.

Figura 36. **Bosquejo conceptual de la aeronave**

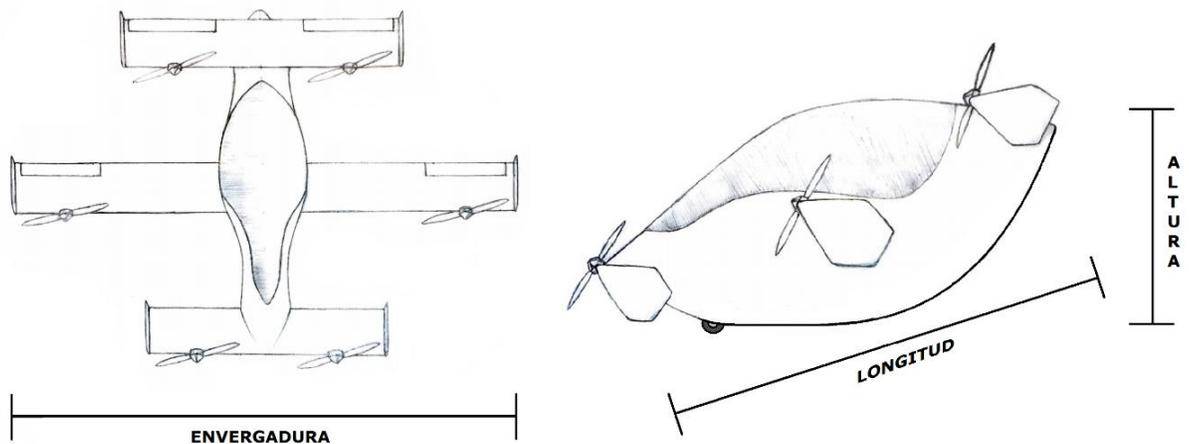


Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

4.4. Dimensiones

Las dimensiones del vehículo son limitadas principalmente por su característica de poseer alas fijas, de igual forma en la configuración multirrotor, cada rotor debe poder desempeñar su trabajo sin poner en riesgo la integridad del piloto o la nave. Las dimensiones aproximadas para nuestro vehículo serán de 4,6 m de envergadura, 3,9 m de longitud y 1,6 m de altura, estas dimensiones permiten que los rotores estén situados simétricamente a lo largo del vehículo para evitar desbalances y permiten una distancia optima de funcionamiento entre los rotores.

Figura 37. Dimensiones del vehículo



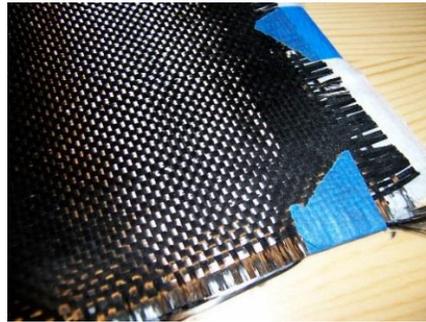
Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

4.5. Materiales

Los materiales idóneos para la fabricación de la estructura de la aeronave son resina epoxi reforzado con fibra de carbono, figura 38. Esto debido a su alto

nivel de resistencia, dureza y su muy liviano peso. Siendo estas las razones por las que la industria aeronáutica ha optado por utilizar la fibra de carbono como sustituto del aluminio.

Figura 38. **Fibra de carbono**



Fuente: Xataka. *Fibra de Carbono*. <https://www.xataka.com/investigacion/fibra-carbono-que-que-atractiva-para-electronica-consumo-como-para-aeronautica-automocion>. Consulta: enero 2019.

Desde el punto de vista aerodinámico, la fibra de carbono aporta acabados interesantes que pueden ayudar a un mejor rendimiento en vuelo. La reducción considerable del peso y las nuevas líneas de diseño mucho más aerodinámicas mejoran significativamente la relación de arrastre y levantamiento durante las maniobras de despegue, condiciones que favorecen al diseño de nuestra aeronave.

Se buscaría fabricar la estructura de la aeronave de fibra de carbono para dar un soporte rígido y resistente en el cual se instalarán todos los dispositivos y demás componentes del vehículo. En conjunto con la estructura de fibra de carbono se utilizaría fibra de vidrio para los paneles exteriores y fuselaje de la aeronave esto debido a que construir toda la aeronave con fibra de carbono

implicaría un costo bastante elevado por su complejo método de fabricación, siendo la fibra de vidrio una solución económica y con propiedades similares.

5. DISEÑO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

El propósito de todo vehículo es transportar personas u objetos de un lugar a otro, para lograr esto es necesario que el vehículo realice un movimiento en contra de las fuerzas que lo mantienen detenido y que interactúan sobre este al trasladarse. Con la ayuda del sistema de propulsión el vehículo logra desplazarse ya sea de una forma marítima, aérea o terrestre.

5.1. Propulsión

En esta ocasión nos referimos a propulsión, nos referimos al sistema del vehículo que se encargara de elevarlo verticalmente, permitirle el desplazamiento a una determinada altura y tiempo para luego hacer que descienda de manera controlada y segura. Existen varias opciones para propulsar una nave, pero en esta ocasión se escogieron motores eléctricos con hélices como sistema de propulsión debido a varias ventajas en su funcionamiento, ensamble y costo. Para ser específicos, seis motores eléctricos de tipo *brushless* DC dispuestos en un arreglo de *hexacopter*. Estos motores serán el corazón de nuestro vehículo y como regla universal, todos deberán proporcionar la misma cantidad de propulsión para no tener problemas de estabilidad en el aire.

5.1.1. Cálculos de fuerza requerida

Actualmente existen una gran variedad de proveedores de motores *brushless* DC que ofrecen diferentes tamaños y potencias de acuerdo con los requerimientos del consumidor. En esta ocasión para seleccionar los motores adecuados a nuestra aeronave es necesario tomar en cuenta el peso aproximado

del vehículo y del pasajero para que este sea la mitad o menos del empuje máximo que podrá proporcionar nuestro arreglo de motores. De esta manera se podrán vencer las fuerzas gravitacionales ejercidas en nuestro vehículo, figura 39 y este podrá elevarse sin necesidad de forzar al máximo los motores.

Figura 39. Diagrama de cuerpo libre, fuerzas verticales



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Con esto en mente se toma como peso promedio del pasajero 86,36 kg o 190 lb, y un peso aproximado del vehículo de 110 kg, dando un total de 196,36 kg, redondeando a 200 kg para dar un coeficiente de seguridad. Con este dato se calcula el empuje mínimo de 400 kg que debería proporcionar nuestro arreglo de motores estando este a su máxima potencia. Debido a que se eligió una configuración *hexacopter* este empuje mínimo se divide entre cada uno de los seis rotores de nuestro arreglo, dando como mínimo de 67 kg de empuje por motor aproximadamente.

5.1.1.1. Selección de motor

Sabiendo el mínimo de empuje necesario por cada motor se buscó entre los diferentes proveedores hasta encontrar el que satisficiera el empuje requerido por los cálculos realizados. De igual forma se buscó que las cualidades de los motores sean las óptimas para su funcionamiento aéreo por lo que encontramos dos motores que cumplen y sobrepasan los requisitos, ambos se presentan con sus respectivas fichas de datos proporcionadas por el fabricante. Los números al final del nombre del motor pertenecen a las dimensiones de este, refiriéndose los primeros 3 dígitos a su diámetro y los últimos 3 dígitos a su altura en milímetros. De esta manera se puede identificar a los distintos motores *brushless* DC.

- 45 kW Brushless DC motor 154120
Sus especificaciones son las siguientes:
 - MOTOR: 154120
 - KV: 70
 - Potencia MAX: 40 kW - 50 kW
 - Amperaje MAX: 350 A
 - ESC: 500 A
 - Voltaje MAX: 120 V
 - Tamaño en mm: 154 x 115,54, sin eje
 - Estator: 135*50 mm
 - Peso en kg: 5,9
 - Eje: 15 mm
 - Empuje MAX en kg: 95

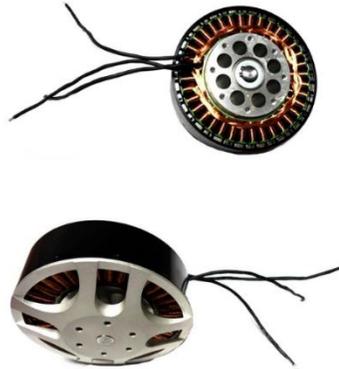
Figura 40. **45 kW BLDC Motor 154120**



Fuente: Frchobby.en. *45 KW BLDC Motor*. frchobby.en.alibaba.com/product/60697618230-803206508/45KW_154120_95kg_thrust_bldc_motors_for_electric_drone_with_120v_500A_esc.html?spm=a2700.icbuShop.33899.4.2aa7372baE097D. Consulta: febrero 2019.

- 30 kW Brushless DC motor 15470
Sus especificaciones son las siguientes:
 - MOTOR: 15470
 - KV: 85
 - Potencia MAX: 30 kW
 - Amperaje MAX: 400 A
 - ESC:400/450 A
 - Voltaje MAX: 120 V
 - Tamaño en mm: 154 x 69,5, sin eje
 - Estator: 135*35 mm
 - Peso en kg: 3,4
 - Eje: 15 mm
 - Empuje MAX en kg: 75

Figura 41. **30 kW BLDC motor 15470**



Fuente: Alibaba.com. *30Kw BLDC Motor*.[alibaba.com/product-detail/30kw-brushless-outrunner-motors-120v-500A_60727654438.html?spm=a2700.details.maylikever.15.42b32995aLYFlt](https://www.alibaba.com/product-detail/30kw-brushless-outrunner-motors-120v-500A_60727654438.html?spm=a2700.details.maylikever.15.42b32995aLYFlt).

Consulta: febrero 2019.

La principal diferencia entre estos dos motores es su tamaño. Ambos tienen el mismo diámetro, sin embargo, el primero es ligeramente más alto; esto implica que el primero también es más pesado. Esta diferencia física repercute en su desempeño. El tamaño del primero le permite tener una mayor robustez, permitiéndole rotar una hélice de mayor tamaño a la misma velocidad, logrando así una mayor fuerza de empuje. Es por eso la diferencia de 95 kg de empuje del motor de 45 kW con los 75 kg de empuje del motor de 30 kW.

Si continuamos comparando a los dos motores podemos darnos cuenta de que ambos requieren un controlador de velocidad de similar amperaje y voltaje. Por lo que seleccionamos el motor de 45 kW para formar el arreglo de rotores en nuestra aeronave, siendo la diferencia de peso, tamaño y amperaje de funcionamiento entre los dos candidatos insignificante comparado con la diferencia de fuerza de empuje que estos proporcionarían a la aeronave.

Sabiendo esto, todos los motores en conjunto proporcionarían una fuerza de empuje de 570 kg lo que nos daría 285 kg para distribuir en el peso del pasajero y el peso del vehículo incluyendo el peso de cada uno de los motores y demás componentes por ser agregados para el funcionamiento de los rotores.

5.1.1.2. Selección de hélice

Para seleccionar la hélice que utilizaran todos nuestros rotores nos basaremos en la tabla de datos de prueba del motor 154120 de 45 kW, la cual fue proporcionada por el fabricante.

Tabla III. **Datos de Prueba Motor BLDC 154120**

<i>Model</i>	<i>Proppeller</i>	<i>Test Voltage</i>	<i>Test current (A)</i>	<i>Power (W)</i>	<i>Pull (g)</i>	<i>RPM</i>
KV55	42*13	110 V	12	1530	8300	1840
			30	3060	13880	2410
			40	5440	23360	2861
			70	11730	45620	3715
			93	14705	48720	3877
			115	15810	51340	3945
			165	20570	62240	4321
			195	24905	67740	4484
			210	28390	74960	4839
			230	31365	77200	4968

Fuente: Frchobby.en. *45 KW BLDC Motor*. frchobby.en.alibaba.com/product/60697618230-803206508/45KW_154120_95kg_thrust_bldc_motors_for_electric_drone_with_120v_500A_esc.html. Consulta: febrero 2019.

En esta tabla podemos observar que los datos de la capacidad de fuerza de empuje del motor fueron alcanzados con una hélice 42*13 de dos palas. Estos últimos números indican las dimensiones en pulgadas de la hélice, dícese el diámetro total y el paso de la hélice respectivamente.

Es probable que se puedan alcanzar resultados similares con hélices de 3 palas de un menor tamaño, sin embargo, el torque necesario para hacer rotar estas sería mucho mayor, por lo que demandaría más corriente para nuestros motores y los haría menos eficientes. De igual forma, estas serían levemente más pesadas que las hélices de 2 palas, perjudicando el margen de peso que se tiene estipulado para nuestro vehículo.

Por lo tanto, se determinó que las hélices idóneas para nuestros rotores y para nuestro vehículo deben ser 6 hélices de dos palas con dimensiones 42*13 de fibra de carbono, esto debido a que las hélices de fibra de carbono son significativamente más livianas y resistentes que las hélices de madera, estas hélices nos permitirán obtener el máximo empuje y eficiencia en cada uno de nuestros rotores.

5.2. Sistema eléctrico

El sistema eléctrico del vehículo estará compuesto por la sección de potencia que almacenará la energía eléctrica y la transmitirá hacia los motores, siendo como componentes principales las baterías y los controladores de los motores.

5.2.1. Selección de controlador

Como ya se sabe, los controladores electrónicos de velocidad o ESC por sus siglas en inglés, son los encargados de generar las ondas oscilantes que energizaran las bobinas del motor a distintas frecuencias, logrando así diferentes velocidades de rotación. Estos son similares a los variadores de frecuencia que controlan el comportamiento de los motores y al igual que todo variador de

frecuencia, este debe ser seleccionado acorde a las características del motor a controlar.

Los ESC se clasifican por su capacidad de amperaje y por el voltaje de funcionamiento. Estos se pueden encontrar con diferentes características: dependiendo de la cantidad de celdas de batería utilizadas para su funcionamiento, si posee o no circuito de eliminación de batería, el cual permite alimentar los circuitos de control de un menor voltaje al utilizado en la potencia, si es programable, si posee o no capacidad de funcionamiento como freno regenerativo o si posee distintas formas de medir la velocidad de rotación del motor.

En esta ocasión el dato más importante a tomar en consideración para la selección del ESC es la corriente máxima que soporta el motor. Habiendo seleccionado nuestro motor BLDC 154120, observamos que la ficha del fabricante tiene como dato máximo de corriente 350 A, por lo tanto, debemos seleccionar un ESC del mismo amperaje o mayor para que este pueda soportar la cantidad de corriente que deberá ser transferida a los motores.

Se encontró que el controlador idóneo para cada uno de los motores sería un 120 V 500 A ESC, permitiendo una holgura de amperaje que no forzará y calentará excesivamente a los transistores del controlador. Este ESC es programable, posee un circuito eliminador de batería o BEC, y también permite conocer la velocidad del motor midiendo la magnitud de fuerza contra electromotriz generada al hacer girar el motor.

Figura 42. **120 V 500 A ESC**



Fuente: Frchobby. *120 V 500 A ESC*. frchobby.en.alibaba.com/product/60697618230-803206508/45KW_154120_95kg_thrust_bldc_motors_for_electric_drone_with_120v_500A_esc.html. Consulta: febrero 2019.

5.2.2. Selección de las baterías LiPo

Para seleccionar las baterías se debe tomar en cuenta todas las características que estas poseen como su capacidad en miliamperios hora, su capacidad de descarga y su voltaje, ya sea por su conteo de celdas o explícitamente indicado.

La capacidad de la batería en miliamperios hora determina la cantidad de corriente que puede extraerse de la batería en una hora hasta que esta quede vacía. Por ejemplo, una batería de 2 500 mAh se descargaría en una hora si se extraen constantemente 2,5 amperios de ella o media hora si se extrajeran 5 amperios de ella y así sucesivamente. Al incrementar el tamaño de una batería se puede incrementar el tiempo de vuelo del vehículo, pero de igual forma incrementa el peso de este, por lo que resulta contraproducente para el tiempo de vuelo, es necesario encontrar un balance óptimo entre capacidad y el peso de las baterías para no afectar la agilidad del vuelo. Además, las baterías de mayor capacidad permiten una mayor descarga de corriente hacia los motores lo cual

es beneficioso para la alta demanda de amperios por parte de nuestro arreglo de motores.

El valor de descarga de las baterías es conocido como clasificación C, o *C rating* en inglés, este se puede identificar en las baterías LiPo como el dígito que siempre está acompañado de la letra C. Con este número es posible calcular el valor máximo de descarga continua y segura de una batería LiPo, utilizando la fórmula:

$$\text{Máxima Descarga [Amperios]} = C \text{ rating} * \text{Capacidad [mAh]}$$

Por ejemplo, una batería con un *C rating* de 50 C y una capacidad de 1 500 mAh tendrá una descarga máxima continua de 75 amperios. La idea de esta característica de las baterías es que se seleccionen las baterías que permitan una descarga segura de energía acorde al flujo de corriente demandado por el sistema.

Como última característica a tomar en cuenta está el voltaje de la batería, este viene dado por la cantidad de celdas individuales conectadas en serie que componen a la batería. Cada celda tiene un voltaje nominal de 3,7 voltios, por lo tanto, el voltaje es definido con el número de celdas o número S de la batería. De esta forma:

1S = 1 celda = 3,7 voltios

2S = 2 celdas = 7,4 voltios

3S = 3 celdas = 11,1 voltios

4S = 4 celdas = 14,8 voltios

5S = 5 celdas = 18,5 voltios

6S = 6 celdas = 22,2 voltios

Y así sucesivamente. El voltaje afecta directamente la velocidad de los motores BLDC por lo que usando baterías con un mayor número de celdas se puede aumentar la velocidad siempre y cuando los ESC y el resto de la electrónica lo soporte.

Las baterías se pueden combinar con otras baterías de manera que se pueda obtener el voltaje deseado, por ejemplo, para tener una batería de 4S de 1 500 mAh se pueden utilizar dos baterías de 2S de 1 500 mAh o bien una batería 3S de 1 500 mAh y una de 1S de 1 500 mAh conectadas en serie. Las baterías deben ser de la misma capacidad, de lo contrario unas se descargarían antes que otras creando un desbalance en el banco de baterías. Es importante también que la carga de las celdas no sobrepase nunca los 4,2 voltios cuando estas se están cargando al igual que tampoco debiesen de llegar a un voltaje menor de 3,5 voltios en operación, ambas situaciones representan un riesgo para el vehículo y la vida útil de las baterías, por lo que es necesario tener un monitoreo constante de las baterías cuando estén en uso y durante la recarga de estas.

5.2.2.1. Cálculo de autonomía

La autonomía del vehículo depende del consumo de energía que cada motor demandara para mantener una potencia específica y la cantidad de tiempo que dure en descargar el banco de baterías del vehículo. Entonces para mantener en vuelo el vehículo durante un tiempo determinado es necesario dimensionar el banco de baterías para que nos permita descargarlo a un ritmo controlado.

Se estima que el tiempo de vuelo del vehículo para las distancias a recorrer por la ciudad debiese de ser de 15 minutos aproximadamente, logrando trasladarse de punta a punta de la ciudad en una línea recta. Se realizarán

entonces los cálculos para mantener el vehículo en el aire de forma segura durante al menos 15 minutos.

Se sabe que cada motor demanda 250 amperios al 100 % de su aceleración, ósea su máximo empuje, y se requiere únicamente el 50 % para mantener el vehículo y al pasajero flotando en el aire, entonces se puede decir que cada motor demandará 125 amperios para flotar en el aire.

Entonces, si se demandan 125 amperios en todo momento durante 15 minutos, obtenemos que:

$$15 \text{ [min]} * \frac{1 \text{ [hora]}}{60 \text{ [min]}} = 0,25 \text{ [hora]}$$

$$125 \text{ [Amperios]} * 0,25 \text{ [hora]} = 31,25 \text{ [Amperios][hora]}$$

Por lo tanto, debemos utilizar un banco de baterías con capacidad de al menos 31,25 Ah con la intención de obtener al menos 15 minutos de vuelo constante con el vehículo en modo flotante por cada motor. Actualmente existen baterías de grandes capacidades sin embargo ninguna que tenga exactamente la capacidad necesaria que se obtuvo en los resultados, no obstante, se pueden utilizar baterías de menor capacidad conectadas en paralelo para obtener el amperaje necesario por nuestro vehículo y de igual forma se pueden conectar las baterías en serie para obtener el voltaje de operación necesario pudiendo así variar el arreglo de baterías conectándolas en serie y en paralelo hasta obtener la potencia deseada para nuestro vehículo. Cabe recordar que los cálculos de vuelo de nuestro vehículo se realizaron en modo de vuelo flotante por lo que, en modo de vuelo horizontal, este demandará mucho menos amperaje de las baterías debido que no será necesario que los rotores estén funcionando al 50 %

de su capacidad cuando las alas fijas proporcionaran la sustentación, por ende, incrementando el tiempo de vuelo de nuestra aeronave.

Se encontraron las baterías OEM de 6S 16 000 mAh 25 C, figura 43, con las cuales se puede realizar el arreglo del banco de baterías que darán la energía a los motores de nuestro vehículo, son necesarias 2 baterías de estas conectadas en paralelo para obtener el amperaje deseado. De igual forma son necesarias 5 baterías en serie de 22,2 V para lograr un voltaje de 111 voltios con el cual funcionarían los motores, siendo entonces 10 baterías necesarias por motor o 60 baterías en total para nuestro banco de baterías.

Figura 43. **OEM LiPo Battery**



Fuente: Alibaba. *LiPo Battery High Capacity*. alibaba.com/product-detail/OEM-16000mah-high-capacity-battery-batteries_60643854396.html. Consulta: febrero 2019.

6. DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL Y OPERACIÓN DEL VEHÍCULO

Cuando se busca controlar un vehículo, el piloto está en completo control de este; un cambio en el acelerador se traduce en un aumento proporcional de RPM en el motor lo mismo ocurre en las entradas de los alerones, *flaps*, timones, aletas y otras superficies de control de velocidad y dirección del vehículo.

La diferencia con los multirrotores es que ningún ser humano es capaz de controlar las velocidades de rotación de tres o más motores simultáneamente con suficiente precisión para poder equilibrar una aeronave en el aire, es aquí en donde entran en juego los controladores de vuelo.

6.1. Sistema de control de vuelo

Un sistema de control de vuelo, o controlador de vuelo, es una pequeña placa de circuito de variada complejidad, su función principal es dirigir las RPM de cada motor en respuesta a una entrada. El comando del piloto del multirrotor para moverse hacia delante llega al controlador de vuelo quien determina como manipular los rotores para cumplir este movimiento.

La mayoría de los controladores de vuelo emplean sensores para ayudarse en los cálculos. Estos pueden variar desde simples giroscopios para la orientación hasta barómetros para poder mantener la altura automáticamente. El GPS también es utilizado para funciones de piloto automático o fines a prueba de fallos.

Con la configuración correcta del controlador de vuelo, los comandos de control del piloto deben corresponder exactamente al comportamiento de la aeronave. Los controladores de vuelo son programables y parametrizables, permitiendo ajustes basados en las distintas configuraciones de multirrotores. Muchos controladores de vuelo también permiten tener diferentes modos de vuelo, por ejemplo, pueden tener un modo de vuelo orientado hacia un objetivo con el GPS, modo de autoajuste de nivel o bien un modo manual. Los diferentes ajustes son aplicados a cada perfil con la intención de lograr las variadas características de vuelo.

6.1.1. Control de estabilidad

Cualquier aeronave que busque flotar en el aire será constantemente sometida a una serie de fuerzas que vienen de diferentes direcciones. Estas fuerzas, como el viento, afectan la orientación, la inclinación y la rotación de la aeronave por lo que hace muy difícil el poder mantener la estabilidad del vehículo.

Debido a esto, el control de estabilidad de la aeronave debe ser dado por el controlador de vuelo y para que este pueda proporcionar una estabilidad de vuelo perfecta, son necesarios cuatro componentes cruciales que son el giroscopio, acelerómetro, barómetro y magnetómetro. Estos tipos de sensores trabajando en conjunto permiten al controlador de vuelo saber en qué posición se encuentra la aeronave y poder corregirla de ser necesario.

6.1.1.1. Sensores

- Giroscopio: permite al controlador de vuelo saber la velocidad angular de los cambios de posición en los 3 ejes de movimiento de la aeronave.

- **Acelerómetro:** permite medir la inercia de los movimientos, usualmente se utilizan 3 acelerómetros dispuestos de manera que puedan medir la inercia de los movimientos en los tres ejes de la aeronave. De esta forma y en conjunto con el giroscopio, se puede medir cualquier cambio de posición y su intensidad. A este conjunto de giroscopio y acelerómetros se les conoce como giroscopio de 6 ejes.
- **Barómetro:** empleado para saber con precisión la altura de vuelo, este sensor consta de una pequeña caja metálica cerrada al vacío la cual es sensible a la deformación debido a variaciones de presión en el exterior, pudiendo entonces, medir el cambio de presión atmosférica conforme cambia la altura en donde se toma la medida.
- **Magnetómetro:** permite saber en todo momento la dirección a la que apunta la aeronave, es altamente sensible al campo magnético de la tierra por lo que funciona como brújula.

Existen otros sensores que pueden ayudar en el control de la estabilidad de la aeronave, sin embargo, no son cruciales para mantener la aeronave flotando en el aire. Por ejemplo, los sensores ultrasónicos, comúnmente utilizados para medir distancias al emitir un sonido y medir el tiempo que este tarda en regresar. Estos también son utilizados para saber la altura de la aeronave o bien para evitar colisiones con objetos cercanos a la trayectoria de vuelo.

Con todos estos sensores, el controlador de vuelo debe tener la capacidad de poder interpretar y procesar todos los datos obtenidos para poder enviar las señales a los controladores electrónicos de velocidad y de esta manera ajustar cada uno de los rotores correspondientes para alcanzar la estabilidad en el vuelo.

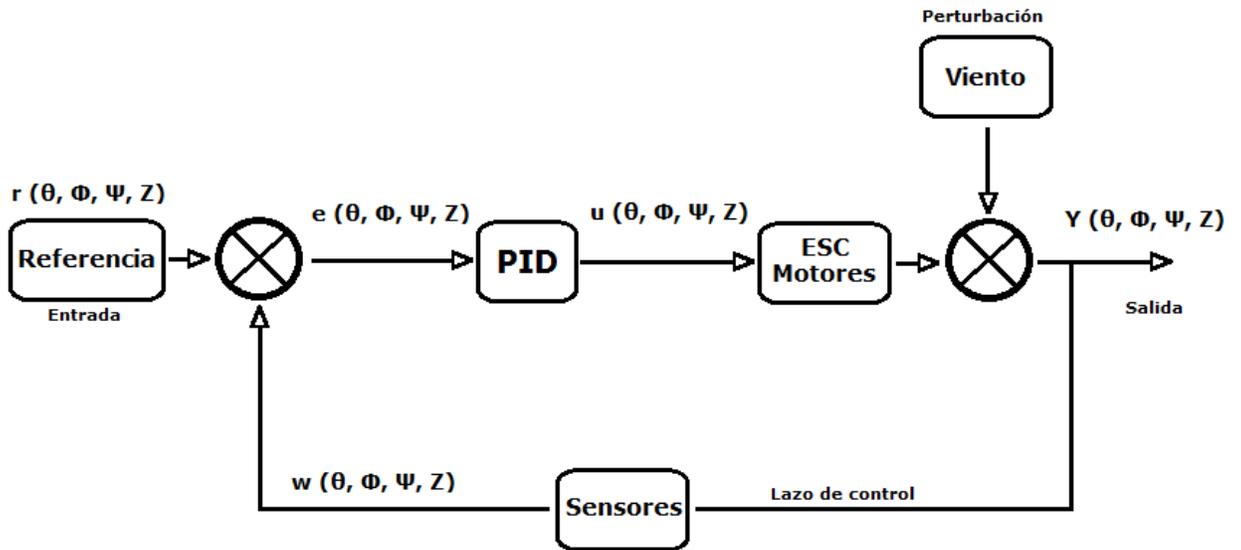
6.1.1.2. Algoritmo de control de estabilidad

En el siguiente diagrama, figura 44, se puede observar cual sería el algoritmo por procesar para alcanzar la estabilidad de vuelo en modo flotante. El proceso consta de un lazo cerrado que le proporcionara retroalimentación al controlador por medio de los sensores y poder calcular así, el error a corregir en los motores. Cabe mencionar que todos los controladores de vuelo poseen un PID interno al cual se le pueden programar distintos parámetros dependiendo del comportamiento deseado.

Nuestra aeronave poseerá 6 grados de libertad que están conformados por 3 rotaciones y 3 traslaciones geométricas independientes con respecto a tres ejes fijos en nuestro espacio tridimensional, alabeo θ , cabeceo Φ , guiñada Ψ , X, Y, Z. Donde X, Y y Z corresponden a la posición del centro de masa de nuestro vehículo con respecto a la tierra y θ , Φ , Ψ son los ángulos de Euler que representaran la postura de nuestra aeronave en el espacio.

Entonces, dicho PID deberá procesar la información de nuestra aeronave en 4 de estos grados de libertad para poder mantener una postura y altura estable en el vuelo flotante, siendo estos θ , Φ , Ψ y por último Z como nuestra variable de altura.

Figura 44. Algoritmo de control de estabilidad



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Donde:

- $r(\theta, \phi, \psi, Z)$ son los datos o comandos deseados enviados por el piloto.
- $w(\theta, \phi, \psi, Z)$ son las mediciones de los sensores.
- $E(\theta, \phi, \psi, Z)$ son los errores adquiridos de la resta de $r - w$.
- $U(\theta, \phi, \psi, Z)$ son las salidas de cada PID que actuaran sobre los motores.
- $Y(\theta, \phi, \psi, Z)$ son los datos generados por el cambio en la potencia de los motores.

Se puede observar que la retroalimentación regresa desde el último tramo del proceso, esto es para incluir la perturbación que provocan los factores externos como el viento en el sistema y sean parte del error que debe corregir el controlador.

Será necesario que el controlador de vuelo utilice tres controladores PID, uno para cada ángulo a controlar y por ende variar la velocidad de los motores pertinentes para lograrlo; además, para el control de la altura será necesario únicamente variar la velocidad de todos los motores en igual magnitud.

6.1.2. Control de desplazamiento

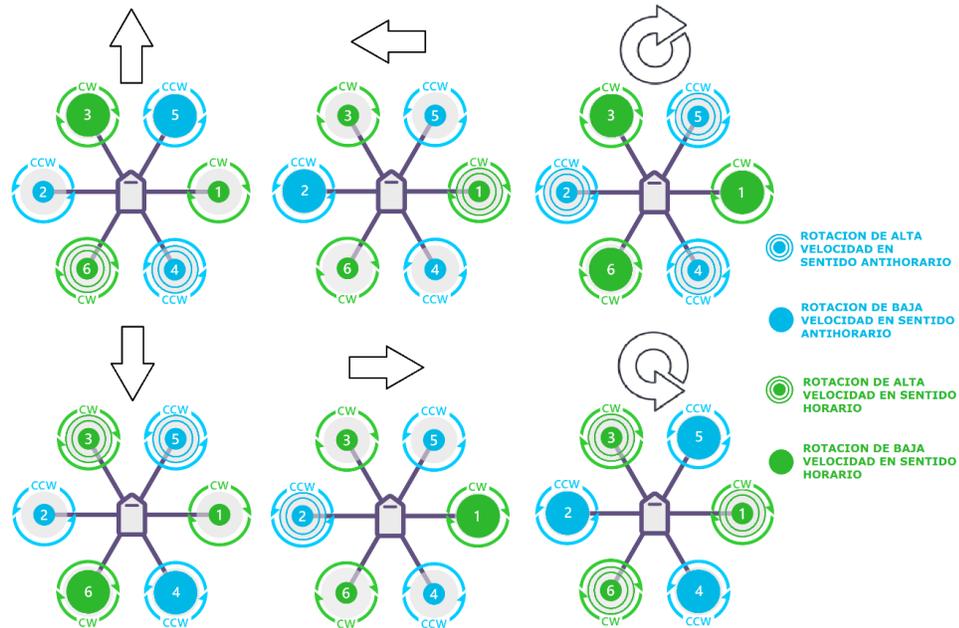
Todas las aeronaves se desplazan en un ambiente de tres dimensiones y nuestro caso no es la excepción, no obstante, nuestro vehículo poseerá dos modos de vuelo distintos, por lo que su desplazamiento y su control será distinto en cada uno.

6.1.2.1. Desplazamiento en modo flotante

La aeronave deberá permanecer en el aire a una altura deseada y de una forma estable para luego trasladarse hacia otro punto en el espacio cuando esta se encuentre en modo de vuelo flotante.

Como antes se mencionó, estos 6 grados de libertad que la aeronave posee, permitirán el desplazamiento de nuestro vehículo, sin embargo, es importante demostrar cómo logran desplazarse las aeronaves o vehículos aéreos de tipo multirrotores, o siendo más específicos, un hexacóptero a una altura determinada. En la figura 45 tenemos una vista superior de un multirrotores de configuración en hexacóptero y sus posibles traslaciones en el espacio, también podemos observar los cambios necesarios en las velocidades de los rotores para lograr dichos movimientos. Los rotores se encuentran enumerados del 1 al 6 para poder diferenciarlos entre sí y a la vez poder tener una orientación de cuál es la dirección del multirrotores.

Figura 45. **Movimientos de un Hexacóptero**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Como se puede observar, el desplazamiento en una aeronave de tipo multirroto se logra al crear un empuje vectorial que tenga una componente vertical y una horizontal en la dirección deseada de movimiento, en otras palabras, al inclinar la aeronave hacia la dirección deseada se logra una traslación en los ejes X y Y. Esta manipulación de los ángulos del eje longitudinal, transversal y vertical no difiere mucho de los movimientos de una aeronave de ala fija como se mencionó anteriormente. Por lo tanto, cada uno de estos movimientos quedaría de la siguiente manera:

- **Cabeceo:** es la rotación en el eje transversal o eje Y, lo que corresponde a un movimiento hacia el frente y hacia atrás. Para lograr una inclinación hacia adelante o de cabeceo hacia adelante, es necesario aumentar la velocidad de los dos rotores traseros, 6 y 4, y disminuir la de los rotores

frontales, 3 y 5, y viceversa para inclinarlo hacia atrás. Estos movimientos de cabeceo lograrían el desplazamiento hacia delante y atrás del multirroto.

- Alabeo: es la rotación en el eje longitudinal de la aeronave o eje X, lo que corresponde a una inclinación hacia los lados derecho e izquierdo. Esta inclinación lateral de la aeronave se logra al aumentar y disminuir la velocidad de los rotores en los extremos laterales del vehículo, entiéndase que para lograr inclinarlo hacia la derecha es necesario aumentar la velocidad del rotor de la izquierda, 2, y disminuir la velocidad del rotor de la derecha, 1, e inversamente para lograr una inclinación hacia la izquierda. Estas inclinaciones de alabeo permitirían el desplazamiento lateral del vehículo.
- Guiñada: es la rotación en el eje vertical del centro del aeronave o eje Z y la forma óptima de lograrlo es aprovechando el torque que produce el vórtice del aire empujado por cada multirroto. Al disminuir la velocidad de todos los rotores que giran en sentido horario, 1, 3 y 6, el vórtice provocado por los rotores que giran en sentido antihorario y con mayor velocidad, 2, 4 y 5, crea un torque que gira el vehículo en sentido horario y lo mismo deberá ocurrir para rotar la aeronave en sentido antihorario, pero con el aumento de velocidad en los rotores 1, 3 y 6 y la disminución de velocidad en los rotores 2, 4 y 5.

6.1.2.2. Ecuaciones de control direccional por motor

Podemos describir las ecuaciones de velocidad o PWM de cada motor en función de los comandos enviados por el piloto. Para cada movimiento se

describen las ecuaciones de los motores involucrados para lograr dicha acción, cabe mencionar que se toma la altura como un valor constante en todos los motores al cual se le debe sumar o restar velocidad dependiendo del movimiento deseado.

- Control de cabeceo: se toma como positivo el comando enviado por el piloto cuando se busque inclinar la aeronave hacia el frente y negativo al inclinarse hacia atrás. Acorde a la figura 45, para lograr estos movimientos se ven involucrados 4 motores del hexacóptero, 3, 4, 5 y 6.

$$\text{Motor 3} = \text{altura} - \text{cabeceo}$$

$$\text{Motor 5} = \text{altura} - \text{cabeceo}$$

$$\text{Motor 6} = \text{altura} + \text{cabeceo}$$

$$\text{Motor 4} = \text{altura} + \text{cabeceo}$$

- Control de alabeo: se toma como positivo el comando enviado por el piloto cuando se busque inclinar la nave hacia la derecha y negativo cuando se quiera inclinar hacia la izquierda. Acorde a la figura 45, para lograr estos movimientos se ven involucrados 2 motores del hexacóptero, 1 y 2.

$$\text{Motor 1} = \text{altura} - \text{alabeo}$$

$$\text{Motor 2} = \text{altura} + \text{alabeo}$$

- Control de guiñada: se toma como positivo el comando enviado por el piloto cuando se busque rotar en el eje vertical hacia la derecha y negativo

cuando se quiera rotar hacia la izquierda. Acorde a la figura 45, para lograr estos movimientos se ven involucrados los 6 motores del hexacóptero.

$$\text{Motor 1} = \text{altura} - \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 3} = \text{altura} - \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 6} = \text{altura} - \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 2} = \text{altura} + \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 4} = \text{altura} + \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 5} = \text{altura} + \text{guiñada}$$

- Ecuaciones resultantes de PWM por motor:

$$\text{Motor 1} = \text{altura} - \text{alabeo} - \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 2} = \text{altura} + \text{alabeo} + \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 3} = \text{altura} - \text{cabeceo} - \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 4} = \text{altura} + \text{cabeceo} + \text{guiñada}$$

$$\text{Motor 5} = \text{altura} - \text{cabeceo} + \text{guiñada}$$

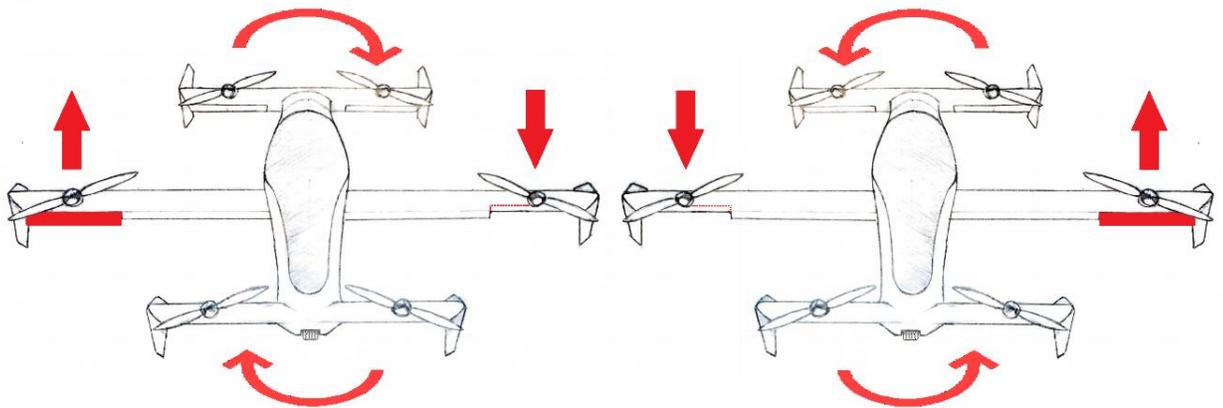
$$\text{Motor 6} = \text{altura} + \text{cabeceo} - \text{guiñada}$$

6.1.2.3. Desplazamiento en modo crucero

En el modo crucero la sustentación será dada por las alas y demás superficies de sustentación, por lo tanto, para pilotear la aeronave en el aire será necesario tener un control de superficies. Con esto nos referimos a los mecanismos que nos permiten alterar las superficies de la aeronave para cambiar el flujo de aire que transita por sobre ella, provocando los movimientos deseados por el piloto en el vuelo horizontal. En este caso las superficies de control de nuestra aeronave serán los alerones en los extremos de las alas principales y los elevadores en la cola.

Los alerones en las alas serán los responsables del alabeo de la aeronave, alternando su posición entre ellos, permitirán una rotación en el eje longitudinal de la aeronave cuando esta se encuentre en modo de vuelo horizontal; en otras palabras, permitirán que la aeronave se incline hacia la izquierda o hacia la derecha, figura 46.

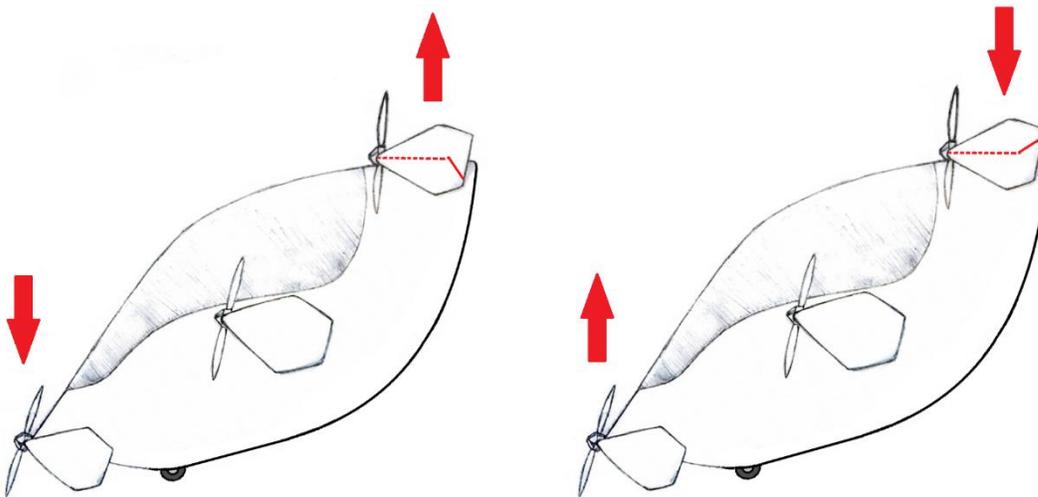
Figura 46. Alabeo en vuelo horizontal



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Los elevadores en la cola son los responsables del cabeceo, estos se moverán en conjunto para poder así, inclinar el frente de la aeronave hacia arriba o hacia abajo, figura 47. En conjunto con el elevador de la cola los dos rotores al frente de la aeronave pueden incrementar su velocidad de rotación para lograr elevar considerablemente el frente y lograr la transición de vuelo horizontal a modo de vuelo flotante. Similarmente, para lograr una transición de modo flotante a vuelo en modo crucero, los dos rotores al frente de la aeronave disminuirán su velocidad hasta lograr inclinar considerablemente el frente de la aeronave.

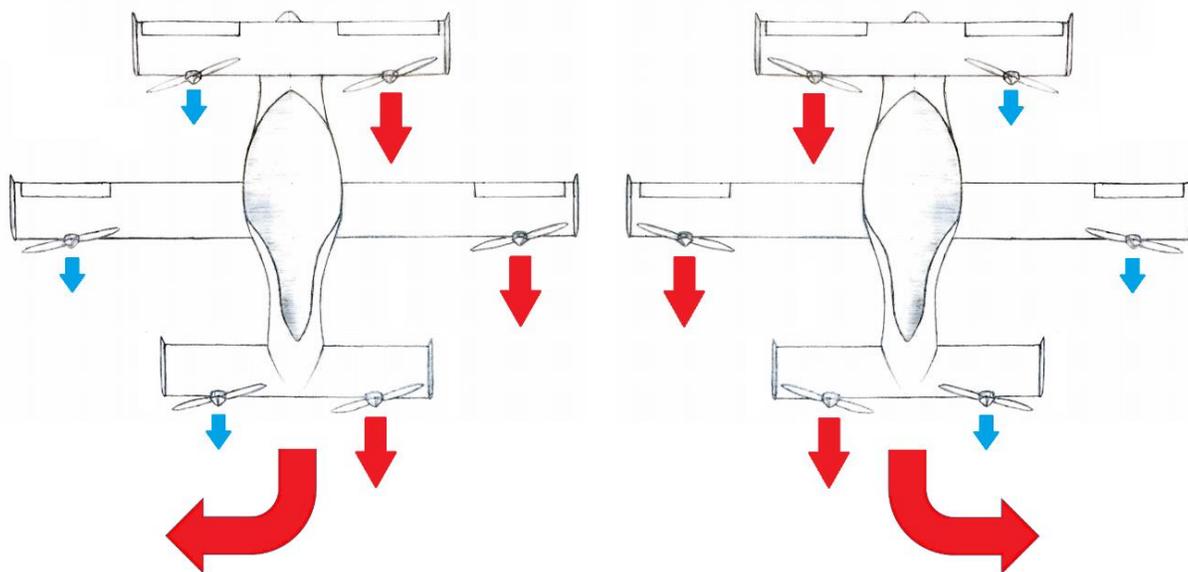
Figura 47. **Cabeceo en vuelo horizontal**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Con las superficies antes mencionadas se podrá controlar la aeronave en dos de sus tres movimientos, por lo que el último movimiento, la guiñada, se logrará acelerando los rotores del lado contrario al que se pretenda girar. Entonces, para rotar la aeronave hacia la izquierda en el modo de vuelo horizontal, se deberá aumentar la velocidad de las hélices del lado derecho de la aeronave y viceversa para rotar hacia la derecha, figura 48.

Figura 48. **Guiñada en vuelo horizontal**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

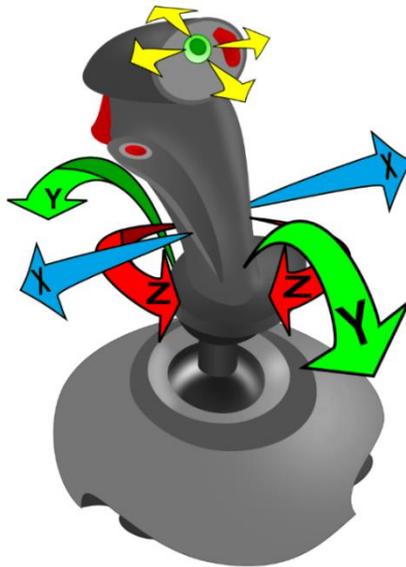
6.1.3. **Dispositivos de control**

En este caso nos referimos a los dispositivos de control como el mando del cual saldrán todas las señales que el piloto desee que se transmitan al controlador de vuelo para poder mover la aeronave en la dirección deseada.

El mando de control de la aeronave deberá ser intuitivo y fácil de comprender, con la intención que no dificulte el poder pilotar la aeronave a cualquier persona. Se pensó en utilizar como periférico de entrada una palanca de mando, o *joystick*, como control principal. Estará situado en la cabina, a la derecha del piloto, y tendrá una pequeña palanca en la parte superior del mismo, llamada *hat switch*. En la figura 49 se observa cómo luciría el mando o *joystick* con el cual se controlaría la aeronave, también podemos observar los

movimientos que nos permitiría realizar con este tipo de mando en los ejes de la aeronave.

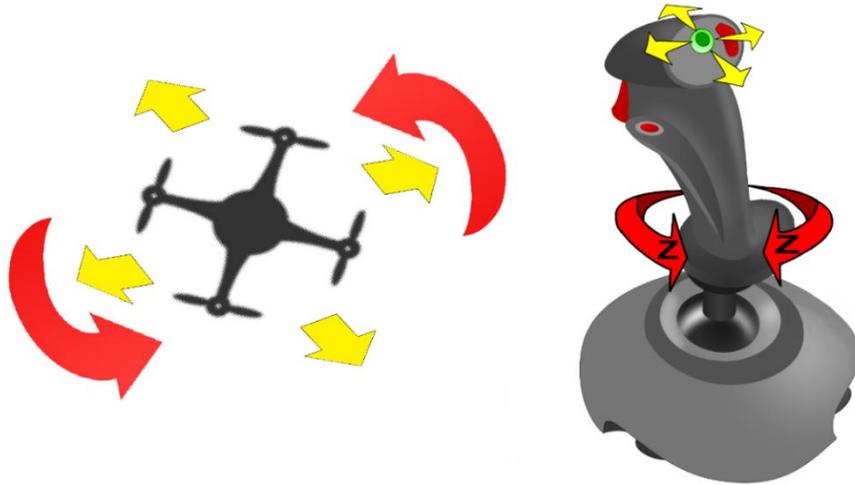
Figura 49. **Mando de control con joystick**



Fuente: Wikiwand. *Palanca de mando*. [wikiwand.com/es/Palanca_de_mando](https://www.wikiwand.com/es/Palanca_de_mando). Consulta: marzo 2019.

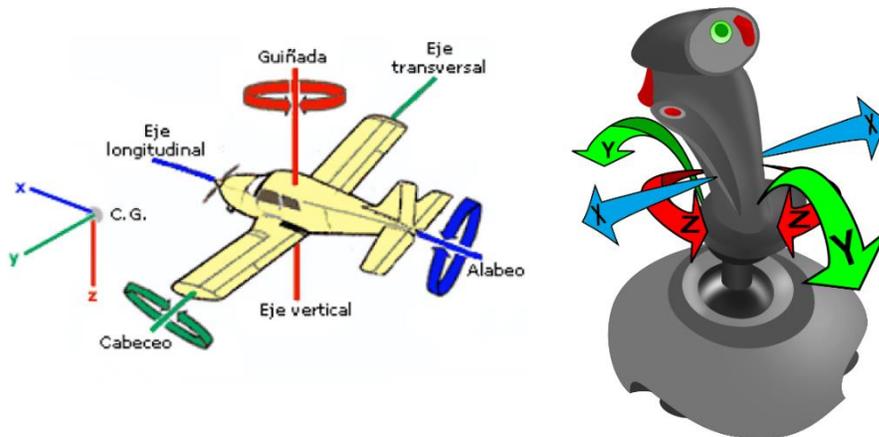
En la figura 50 se puede apreciar la representación de los movimientos en dos dimensiones de la aeronave en el modo de vuelo flotante y en la figura 51 se observan los movimientos en cada uno de los ejes de la aeronave en el modo de vuelo horizontal. Cabe mencionar que los movimientos en el modo flotante serán realizados en su mayoría por *hat switch* y únicamente la rotación en el eje Z con la palanca de mando, mientras que todos los movimientos en el modo crucero serán realizados con la palanca de mando.

Figura 50. **Movimientos en modo de vuelo flotante**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

Figura 51. **Movimientos en modo de vuelo horizontal**



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

El *joystick* o palanca de mando será utilizado para realizar el cambio entre los modos de vuelo de la aeronave. Estando primero en modo de vuelo flotante

estable, se deberá presionar el botón gatillo del *joystick* e inclinarlo hacia el frente, haciendo esto se enviará una señal al controlador de vuelo para que este disminuya la velocidad de los rotores frontales logrando así, una caída controlada del frente de la aeronave hasta posicionarla en modo crucero.

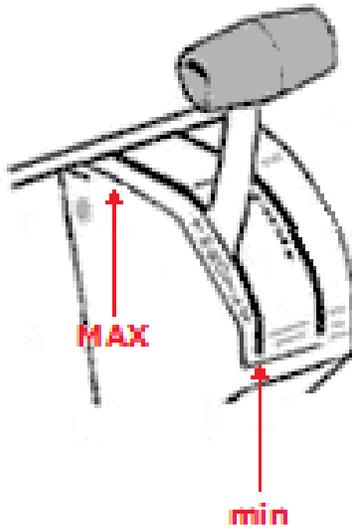
Luego, al estar en modo crucero, se deberá presionar nuevamente el gatillo del *joystick* e inclinarlo hacia atrás, esto le indicará al controlador de vuelo que debe elevar el frente de la aeronave aumentando considerablemente la velocidad de los rotores frontales hasta que el vehículo esté en posición de vuelo flotante. Se utilizarán los sensores dentro de la aeronave para confirmar las posiciones y los cambios de posiciones, esto con la intención de evitar movimientos exagerados que propicien la pérdida de control de la aeronave en vuelo.

En conjunto con la palanca de mando o *joystick* estará situada a la izquierda del piloto, una palanca de empuje o palanca de aceleración para controlar el empuje de los motores. Usualmente este tipo de palancas se encuentran en las cabinas de los aviones y hay una por cada motor en el avión, en nuestro caso se utilizará únicamente una palanca para controlar el empuje de todos los motores.

Con esta palanca se podrá controlar la altura de la aeronave cuando esta se encuentre en modo de vuelo flotante y también será utilizada para controlar la potencia o empuje que darán los motores, ya sea para aumentar o disminuir la velocidad del vehículo en el modo de vuelo horizontal.

El funcionamiento de esta palanca será igual a la que poseen los mandos de control de los aviones. Estas palancas no tienen un retorno a su posición inicial, estas deben mantener el nivel de potencia escogido por el piloto en todo momento.

Figura 52. Palanca de aceleración



Fuente: elaboración propia, empleando Adobe Illustrator.

7. COSTOS E IMPACTO SOCIAL

7.1. Costos

Se puede estimar el costo de construir un vehículo como el descrito en este trabajo sumando el costo de cada uno de los componentes y los sistemas que lo conforman.

7.1.1. Sistema de propulsión

El costo del sistema de propulsión será la suma de los siguientes componentes:

Tabla IV. Costos de sistema de propulsión

Descripción	Unidades	Precio por unidad	Total
45 kW BLDC motor 154120	6	\$ 730	\$ 4 380
40*16 Propeller	3 pares	\$ 340/par	\$ 1 020
Gastos de envío	N/A	\$ 720	\$ 720
TOTAL			\$ 6 120

Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Excel.

7.1.2. Sistema Eléctrico

El costo del sistema eléctrico será la suma de los siguientes componentes:

Tabla V. **Costos de Sistema Eléctrico**

Descripción	Unidades	Precio por unidad	Total
120 V 500A Electronic Speed Controller	6	\$ 488	\$ 2 928
6s 16 000mAh LiPo Battery	60	\$ 90	\$ 5 400
Cables de distribución de potencia	N/A	\$ 200	\$ 200
Gastos de envío	N/A	\$ 530	\$ 530
		TOTAL	\$ 9,058

Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Excel.

7.1.3. Sistema de control

El costo del sistema de control será la suma de los siguientes componentes:

Tabla VI. **Costos sistema de control**

Descripción	Unidades	Precio por unidad	Total
Controlador de vuelo	1	\$ 200	\$ 200
GPS	1	\$ 35	\$ 35
Palanca de mando <i>joystick</i>	1	\$ 45	\$ 45
Palanca de aceleración	1	\$ 38	\$ 38
Receptor y telemetría	1	\$ 26	\$ 26
Cables	N/A	\$ 100	\$ 100
Gastos de envío	N/A	\$ 50	\$ 50
		TOTAL	\$ 494

Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Excel.

7.1.4. Estructura

El costo de la estructura de la aeronave será la suma de los siguientes componentes:

Tabla VII. Costos de estructura

Descripción	Unidades	Precio por unidad	Total
Estructura de fibra de carbono, tubos y barras	30	\$ 15/m	\$ 450
Fibra de vidrio, fuselaje	128	\$ 0,50/m ²	\$ 64
Fibra de vidrio, resina	60	\$ 2/kg	\$ 120
Cabina burbuja	1	\$ 350	\$ 350
Paracaídas Canister 750	1	\$ 2 580	\$ 2 580
Asiento de Cabina	1	\$ 150	\$ 150
Gastos de envío	N/A	\$ 940	\$ 940
		TOTAL	\$ 4 654

Fuente: elaboración propia, empleando Microsoft Excel.

7.1.5. Costo Total

El costo total estimado de la realización de un vehículo aéreo eléctrico monoplaza VTOL con la tecnología y materiales previamente descritos es de \$20,326.00 aproximadamente.

Es probable que en el futuro los avances tecnológicos o las economías de escala en la producción, permitan que los materiales o dispositivos aquí listados se encuentren a un menor precio, disminuyendo considerablemente el costo de fabricación de un vehículo como el descrito en el presente trabajo.

7.2. Impacto social esperado

Como es de imaginarse, el utilizar como método de transporte cotidiano un vehículo aéreo implica un cambio radical a lo que actualmente estamos acostumbrados en nuestra sociedad. Se sabe que hoy en día no existen rutas o plataformas que faciliten el aterrizaje o despegue de aeronaves como esta, por lo tanto, si las personas adoptan este método como transporte diario se buscará facilitar el acceso al mismo y se podrían realizar infraestructuras que funcionen como plataformas de despegue y aterrizaje en las edificaciones ya existentes dentro de la ciudad.

De igual forma, la falta de rutas a seguir por las aeronaves implicaría un desorden y caos al transitar por los aires cuando exista un mayor número de estos vehículos. Por lo que es de suma importancia tener un reglamento o normas que permitan un tránsito de vehículos de forma ordenada y sin riesgos de colisión.

7.2.1. Propuesta de normas de tránsito

Actualmente existen normas que rigen el tránsito de todos los vehículos aéreos como lo son los aviones, helicópteros y otros vehículos livianos, sin embargo, esta normativa no podría ser aplicada de igual forma a un vehículo como el propuesto en el presente trabajo debido a que se espera que su uso sea cotidiano y que estén en circulación un gran número de vehículos al mismo tiempo en espacios más reducidos, como lo sería una ciudad. Se propone entonces, un sistema digital que permita interconectar a todos los vehículos para saber la ruta a recorrer y la posición en la que se encuentra.

Debido que un vehículo aéreo no se traslada únicamente en dos dimensiones como lo hacen los carros o demás vehículos en el suelo, es de vital importancia tener en cuenta todos los posibles percances que un vehículo aéreo pueda tener, por lo que llevar un control de la posición exacta del vehículo es fundamental. Con esto nos referimos a las coordenadas y la altura que este tendrá en todo su recorrido con la finalidad que estos datos sean utilizados para informar a los vehículos más cercanos o los que coincidan en ruta. De esta manera se podrá calcular el recorrido óptimo, libre de colisiones o percances, hacia el destino deseado. La ruta que deberá seguir el piloto será una guía virtual similar a las proporcionadas por las aplicaciones modernas de GPS, indicando la altura recomendada para el vehículo. Este tipo de guías e intercambio de datos y posiciones de vehículos también podrían permitir el traslado autónomo de los vehículos o con piloto automático, teniendo únicamente que elegir el destino y esperar a que el vehículo traslade a los pasajeros de una forma segura, sabiendo que, de ser así, será necesaria una gran cantidad de sensores y capacidad computacional para que la aeronave este completamente automatizada y no requiera de un piloto para trasladarse.

CONCLUSIONES

1. Se diseñó la estructura de la aeronave multirrotores en configuración de hexacóptero, además se implementó en el diseño la capacidad de sustentación de vuelo transitorio por medio de ala fija al variar el ángulo de inclinación de la aeronave, capítulo 4 sec. 4.3.1.
2. Se determinó que la potencia requerida para transportar un pasajero con un peso no mayor a 122,72 kg, 270 lb, en conjunto con una estructura de 110 kg y un banco de baterías de 120 kg, deberá ser al menos de 270 kW distribuida en 6 rotores de 45 kW cada uno, capítulo 5 sec. 5.1.1.
3. Se diseñó un sistema de control para la aeronave implementando un controlador PID de lazo cerrado con sensores de posición tridimensional que permite dirigir el conjunto de rotores de la aeronave para lograr un desplazamiento aéreo de forma estable en el modo de vuelo flotante, capítulo 6 sec. 6.1.2.1, de igual forma se diseñaron las superficies de control que permitirán el desplazamiento en el modo de vuelo horizontal, capítulo 6 sec. 6.1.2.3.
4. Se determinó que el costo estimado de la realización de un vehículo aéreo eléctrico monoplaza VTOL con la tecnología y materiales previamente descritos es de \$ 20 326,00 aproximadamente, capítulo 7 sec. 7.1.5.
5. Las ventajas de un funcionamiento eléctrico en una aeronave son: la posibilidad de reducir considerablemente su tamaño debido a las dimensiones de los motores eléctricos, su bajo impacto ambiental en

cuanto a la emisión de gases de efecto invernadero y su menor emisión de ruido comparado a motores de reacción utilizados actualmente en la aeronáutica.

6. Las desventajas de una aeronave con funcionamiento eléctrico son: su escasa autonomía de vuelo debido a la baja densidad energética que tienen las baterías LiPo actualmente utilizadas además del peso y espacio que implica transportar este banco de baterías en comparación a los combustibles fósiles.

RECOMENDACIONES

1. Estudiar a fondo la aerodinámica de los perfiles alares con la intención de optimizar la sustentación de la aeronave en modo crucero.
2. Examinar la posibilidad y las complicaciones de implementar un asiento giroscópico dentro de la cabina del vehículo que permita mantener al piloto a un mismo nivel siempre, aunque la aeronave rote sobre sus ejes en las transiciones de despegue, vuelo flotante, crucero y aterrizaje.
3. Estudiar nuevos materiales y tecnologías para el almacenamiento de energía eléctrica que pudiesen aumentar la autonomía de vuelo del vehículo, disminuyendo el peso e incrementando la eficiencia de este.
4. Considerar en el diseño un sistema de control que permita mantener distancias de seguridad entre la aeronave y los objetos o edificaciones que puedan estar en el entorno, un sistema de detección de obstáculos.
5. Comparar las emisiones de gases efecto invernadero de una aeronave eléctrica, utilizando el factor de emisión de la red eléctrica nacional, con las emisiones de distintos transportes que utilizan combustibles fósiles.

BIBLIOGRAFÍA

1. APEMSA. *Sistema De Gestión Integrada* [en línea]. <<https://www.apemsa.es/web/guest/sistema-de-gestion-integrada>>. [Consulta: 12 octubre 2020].
2. BEGINNER FLYER. *How to Build a Drone, 2016*. [en línea]. <<http://beginnerflyer.com/build-a-drone/>>. [Consulta: octubre 2020].
3. BERSHADSKY, Dmitry. *Electric Multirotor Propulsion System Sizing for Performance Prediction and Design Optimization*. Estados Unidos: Georgia Institute of Technology School of Aerospace Engineering, 2014. 22 p.
4. BERTIN, John J.; SMITH, Michael L. *Aerodynamics for engineers*. 2a ed. Englewood Cliff, N.J.: Prentice-Hall, 1989. 832 p.
5. Dirección de Licencias al Personal. *Teoría y Análisis de Respuestas, Piloto Privado Avión*. 2013. [en línea]. <http://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/pers_aeron/exámenes/ppa/teor-a-y-analisis-de-respuestas-ppa.pdf>. [Consulta:12 octubre 2020].
6. DOS SANTOS FERNANDES, Nelson. *Design and construction of a multi-rotor with various degrees of freedom*. Trabajo de graduación de maestría en Ingeniería Aeroespacial. Portugal: Instituto Superior Técnico Universidad Técnica de Lisboa, 2011. 126 p.

7. EDUCALINGO. *Helicóptero*. [en línea]. <<https://educalingo.com/es/dic-es/helicoptero>>. [Consulta: 29 octubre 2018].
8. ESCURA, Carlos. *La electrónica de vuelo para una aeronave no tripulada*, 2016. [en línea]. <<https://vueloartificial.com/introduccion/primeros-pasos/la-electronica-de-vuelo/>>. [Consulta: 12 octubre 2020].
9. ETKIN, Bernard; REID, Lloyd. *Dynamics of flight: stability and control*. 3a ed. New York, 1996. 395 p.
10. GARCÍA DE LA CUESTA, Jorge. *Terminología Aeronáutica*. Madrid, España: Ediciones Díaz de Santos, S.A., 2003. 17 p.
11. GAVIRIA GARCÍA, Juan E.; MERIÑO D., Elías E. *Diseño preliminar de la configuración de cabina para la aeronave de entrenamiento primario phaeton PT-01*. Medellín: Ciencia y Poder Aéreo. 2009. 29 p.
12. JACOBS, Anthony. *How to choose the right size motors & ESC for your Drone, quadcopter, or Multicopter build*, 2017. [en línea]. <<https://quadquestions.com/blog/2017/02/22/choose-right-size-motors-drone/>>. [Consulta: 12 octubre 2020].
13. LIMONES PEREZ, Lucia. *Cuadricóptero Controlado por PID*. México: Centro Ingeniería y Desarrollo Industrial, 2015. 110 p.

14. MARTÍNEZ ATAZ, Ernesto; DÍAZ DE MERA, Yolanda. *Contaminación Atmosférica*. España: Universidad de Castilla-La Mancha, 2004. 38 p.
15. MONTGOMERY, Clym. *Multi-Rotors and the hardware you need, 2014*. [en línea]. <<https://www.tomshardware.com/reviews/multi-rotor-quadcopter-fpv,3828-2.html>>. [Consulta: 12 de octubre 2020].
16. PROMETEC. *Lo que hay que saber para elegir una batería LiPo. Guía para principiantes, 2017*. [en línea]. <<https://www.prometec.net/elegir-bateria-lipo/>>. [Consulta: 12 de octubre 2020].
17. P. YEDAMALE y M. T. Inc., *Brushless DC, BLDC Motor Fundamentals*, 2003. 20 p.
18. RAMIREZ PUENTES, Alfredo J. *Diseño de Aeronaves computarizado para estudiantes de ingeniería*. Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico. Colombia: Universidad de San Buenaventura de Bogotá, 2012. 196 p.
19. ROSKAM, Jan. *Airplane Design Part 111: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: Cutaways and inboard profiles*. Lawrence, KA: DAR Corporation, 2002. 454 p.
20. SILVA Freire, 2012. *Tránsito*. [en línea] <<https://www.slideshare.net/CRISSTH/transito-11159715>>. [Consulta: 12 octubre 2020].

21. STECKIN, B.S. *Turbohélices. Teoría de los motores de reacción: procesos y características*. Madrid: Dossat, 1962. 293 p.
22. U. MARTINEZ, Luigi. *Estudio y diseño preliminar de un vehículo aeronáutico de despegue y aterrizaje vertical*. Lima, Perú: Pontificia Universidad católica del Perú, 2005. 94 p.

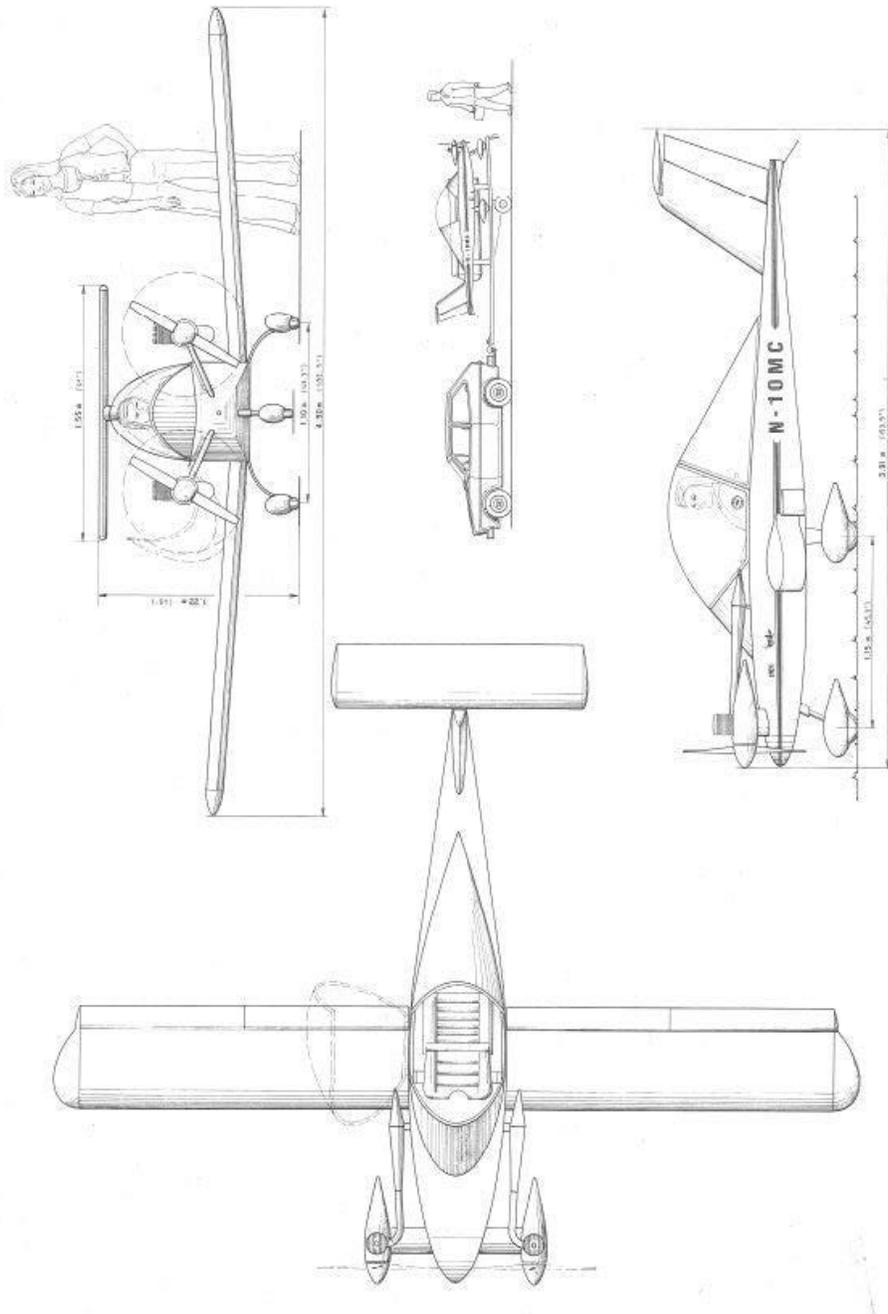
ANEXOS

Anexo 1. **Colomban Cri-Cri**

Una de las principales inspiraciones para la realización de este trabajo fue el Colomban MC-15 Cri-Cri o también conocido como el avión bimotor más pequeño del mundo. Este pequeño avión fue diseñado por el ingeniero francés Michel Colomban en 1970. A continuación, se detallan las características de este diseño y se adjuntan los planos de este vehículo.

- Plazas: Una, la del piloto
- Longitud: 3,9 m
- Envergadura: 4,9 m
- Superficie alar: 3,1 m²
- Superficie de sustentación: Wortmann 21,7
- Peso en vacío: 70 kg
- Peso máximo en despegue: 170 kg
- Motor: 2x JPX PUL 212 de 15 CV, y otros

Continuación anexo 1.



Fuente: Olidmodelmemories.net. *Colomban Cri-Cri*.

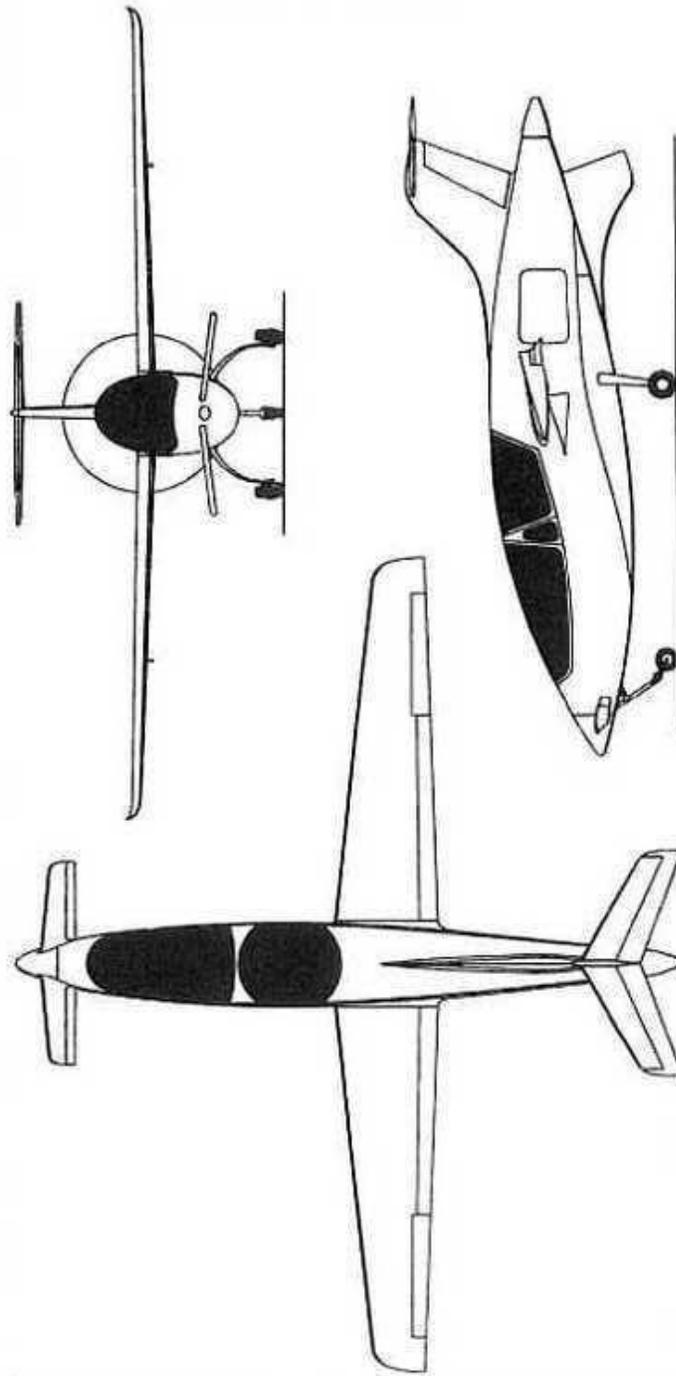
smm.solidmodelmemories.net/Gallery/displayimage.php?pid=6263 Consulta: noviembre 2019.

Anexo 2. **Ace Air AERIKS 200**

El Aceair AERIKS 200 es un avión deportivo suizo de diseño muy inusual. Se comercializa en forma de *kitplane*. Este tiene un fuselaje altamente aerodinámico en forma de bala, con una cola en T y una gran aleta ventral, hélice de empuje y *canard*. Este es un avión con tres superficies alares el cual también sirvió de inspiración para la realización de este trabajo. A continuación, se detallan las características de este diseño y se adjuntan los planos de este vehículo.

- Plazas: Una, la del piloto
- Longitud: 6,50 m
- Envergadura: 8,00 m
- Altura: 2,46 m
- Superficie alar: 6,20 m²
- Peso en vacío: 400 kg
- Peso máximo en despegue: 650 kg
- Motor: 1 x Diamond Engines GIAE-110R twin rotor Wankel engine, 78 kW o 105 hp

Continuación anexo 2.



Fuente: Alchetron. *Aceair Aeriks 200*. alchetron.com/Aceair-AERIKS-200 Consulta: noviembre 2019.