



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE LAS CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA**

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO
DE INGENIERO EN MECATRÓNICA**

**TEMA: DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO
TRIPULADO RESISTENTE AL IMPACTO, QUE PERMITA EL VUELO
OMNIDIRECCIONAL EN EL LABORATORIO DE MECATRÓNICA DE
LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE EXTENSIÓN
LATACUNGA**

**AUTORES: MARTÍNEZ MOLINA, MIGUEL ANDRÉS
SALAZAR CASTILLO, PAÚL ARSECIO**

DIRECTOR: MSc. GORDÓN GARCÉS, ANDRÉS MARCELO

LATACUNGA

2019



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO RESISTENTE AL IMPACTO, QUE PERMITA EL VUELO OMNIDIRECCIONAL EN EL LABORATORIO DE MECATRÓNICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE EXTENSIÓN LATACUNGA**”, fue realizado por los Señores **Miguel Andrés Martínez Molina, Paúl Arsecio Salazar Castillo** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnico, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Aradas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustenten públicamente.

Latacunga, enero del 2019

Firma:

**MSc. Andrés Marcelo Gordón Garcés
DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Nosotros, **Martínez Molina, Miguel Andrés** y **Salazar Castillo, Paúl Arsecio**, declaramos que el contenido, ideas y criterio del trabajo de titulación. “**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO RESISTENTE AL IMPACTO, QUE PERMITA EL VUELO OMNIDIRECCIONAL EN EL LABORATORIO DE MECATRÓNICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE EXTENSIÓN LATACUNGA**”. Es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, enero del 2019

Firma:

Miguel Andrés Martínez Molina
C.C. 050349116-9

Firma:

Paúl Arsecio Salazar Castillo
C.C. 180441363-9



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

AUTORIZACIÓN

Nosotros, **Martínez Molina, Miguel Andrés** y **Salazar Castillo, Paúl Arsecio**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación. **“DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO RESISTENTE AL IMPACTO, QUE PERMITA EL VUELO OMNIDIRECCIONAL EN EL LABORATORIO DE MECATRÓNICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE EXTENSIÓN LATACUNGA”**, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, enero del 2019

Firma:

Miguel Andrés Martínez Molina
C.C. 050349116-9

Firma:

Paúl Arsecio Salazar Castillo
C.C. 180441363-9

DEDICATORIA

A Dios y a mis papás con mucho amor y cariño les dedico todo mi esfuerzo y trabajo puesto en cumplir mi visión personal y profesional para la realización de este trabajo de Investigación, a mis amigos que han sido un apoyo para afrontar las adversidades, a mi hermano Israel, que ha sido un motivo de lucha e inspiración, agradezco a toda mi familia por toda la paciencia y sabiduría que me han sabido transmitir.

Paúl

A Dios todo poderoso por sus bendiciones e iluminar mi camino, a mis padres que han estado constantemente ayudándome y apoyándome a superar cada peldaño en mi vida y a mis abuelitos Rigoberto Molina (+), Lucrecia Pérez (+) y Ángel Martínez (+) que desde el cielo han guiado mis pasos y me han brindado la fuerza necesaria para poder lograr uno de mis grandes propósitos en mi vida profesional.

“La verdadera ciencia está en tí, sí eres visionario tendrás éxito, desde luego siempre y cuando conspires con el universo, porque el poder está en la mente, para cumplir tus sueños ideales”

Andrés

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por haberme guiado en el camino del bien y poder mi cumplir mis metas.

A mi familia por enseñarme y educarme con valores, principios y experiencias, que han sido mi soporte para salir adelante y luchar por mis objetivos.

Agradezco al Señor MSc. Andrés Marcelo Gordon Garcés, por guiarme con su conocimiento en el desarrollo del Proyecto de Titulación, reconociendo por su aporte profesional.

Paúl

A la ESPE Sede Latacunga, y a mis estimados maestros, que durante mi carrera, me han transmitido sus amplios conocimientos y sus sabios consejos, especialmente al MSc. Andrés Marcelo Gordón Garcés, que muy acertadamente, dirigió este proyecto de investigación con sus erudiciones, su experiencia, su paciencia y su motivación ha logrado en mí que pueda finalizar mi estudio de ingeniería con éxito, de igual manera agradecer por su visión crítica de muchos aspectos cotidianos de la vida, por su rectitud en su profesión como Director de Tesis, por sus consejos, que ayudan a formarte como persona e investigador.

Andrés

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE FIGURAS	xiv
ÍNDICE DE TABLAS.....	xx
ÍNDICE DE ECUACIONES	xxiii
RESUMEN	xxv
ABSTRACT	xxvi

CAPÍTULO I**PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN**

1.1.	Antecedentes	1
1.2.	Planteamiento del problema	4
1.3.	Descripción resumida del proyecto	7
1.4.	Justificación e importancia del problema	9
1.5.	Objetivos	10
1.5.1.	Objetivo general	10
1.5.2.	Objetivos específicos.....	10
1.6.	Metas	10
1.7.	Hipótesis.....	11
1.8.	Variables de investigación	11

CAPÍTULO II

FUNDAMENTOS TEÓRICOS E INVESTIGACIÓN

2.1.	Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV)	12
2.1.1.	Introducción	12
2.1.2.	Definición de un UAV	13
2.1.3.	Ventajas de los UAV	13
2.1.4.	Desventajas de los UAV	13
a.	Desventajas técnicas	14
b.	Desventajas éticas	14
c.	Desventajas económicas	15
2.1.5.	Clasificación de los UAVs	15
2.1.6.	Dron multirotor octocóptero	19
2.1.7.	Aplicaciones de los UAVs	22
2.1.8.	Sistemas de despegue y aterrizaje	23
2.1.9.	Multirotor o multicóptero	26
a.	Componentes de un multirotor	28
b.	Movimientos de un multirotor o multicopter	32
c.	Placa controladora de vuelo	33
d.	Estación de control en tierra	34
2.1.10.	Carga útil	36
2.1.11.	Robot omnidireccional	37
a.	Clasificación de los robots holonómicos	38
b.	Tipos de ruedas como elemento de Omnidireccionalidad	39
c.	Propiedades de ruedas omnidireccionales	42
d.	Estructura	43
i.	Vuelo omnidireccional	43

2.1.12.	Conclusiones del capítulo	46
---------	---------------------------------	----

CAPÍTULO III

DISEÑO Y SELECCIÓN DE COMPONENTES

3.1.	Consideraciones preliminares para el diseño del UAV	47
3.2.	Análisis a la Forma de la estructura para UAV Omnidireccional	48
3.2.1.	Estructura y elementos estructurales	48
a.	Elementos unidimensionales	49
b.	Elementos Bidimensionales	49
c.	Elementos Tridimensionales	49
3.3.	Selección de una geometría adecuada para UAV Omnidireccional	50
3.3.1.	Poliedros	51
a.	Poliedros Regulares	51
3.4.	Análisis estático de la estructura	53
3.4.1.	Análisis de Cargas y modelo preliminar	53
a.	Consideraciones previas al análisis estático	54
b.	Cargas de diseño y análisis de la armadura común	55
3.4.2.	Consideraciones de Empuje Motriz	56
3.5.	Selección de componentes electrónicos	58
3.5.1.	Motores	58
a.	Motores Inrunner y Outrunner	59
b.	Motor Brushless Inrunner	59
c.	Motor Brushless Outrunner	59
3.5.2.	Aplicabilidad de Motores de acuerdo a su propósito	60
3.5.3.	Controlador de velocidades (ESC)	65
a.	Firmware ESC	67

3.5.4.	Hélices	68
3.5.5.	Resultado del análisis.....	69
3.5.6.	Tarjeta de Control.....	70
a.	Conclusión.....	71
3.5.7.	Circuito regulador	73
3.5.8.	GPS.....	73
3.5.9.	Telemetría	74
3.5.10.	Batería.....	75
a.	Tiempo de Vuelo	78
3.5.7.	Radio Control	80
a.	Conclusión.....	81
b.	Características Técnicas del Radio Control	81
3.5.8.	Plataforma Mission Planner	82
a.	Estación de control de tierra de Mission Planner	83
b.	Pantalla de datos de vuelo	84
c.	Pantalla de datos de vuelo con GPS	85
3.6.	Análisis estático.....	87
3.6.1.	Descomposición vectorial de fuerzas y reacciones en los apoyos:	87
3.6.2.	Cálculo de la Fuerza axial para el elemento diagonal	91
3.7.	Validación de la estructura con Software.....	92
3.8.	Análisis de resistencia al impacto	94
3.8.1.	Selección de material para la estructura.....	95
3.8.2.	Selección de material para los nodos	96
3.9.	Análisis de resistencia al impacto	97
3.9.1.	Consideraciones dinámicas	97
3.9.2.	Análisis de factor de seguridad.....	101

3.10.	Análisis de resistencia referida a la estructura omnidireccional basado en elementos finitos.....	118
3.11.	Análisis de Desplazamientos	118

CAPÍTULO IV

CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN

4.1.	Presentación de elementos estructurales constitutivos.....	129
4.2.	Prototipado y construcción de Uniones.....	130
4.3.	Ensamblaje de la estructura	131
4.4.	Ajuste y alineación de la estructura	134
4.5.	Acoplamiento de motores	135
4.6.	Acoplamiento de elementos electrónicos y de navegación.	136
4.6.1.	Descripción general del sistema UAV	137
4.7.	Configuración del Sistema de Control.....	139
4.7.1.	Implementación del Control Basado en Pixhawk.	140
a.	Etapas del modelo de control de Pixhawk	141
b.	Etapa de Ganancia Proporcional para Roll o Pitch	141
c.	Control PID para Roll o Pitch	142
4.7.2.	Control Manual	142
4.7.3.	Configuraciones previas de vuelo	143
4.7.4.	Configuración primer vuelo manual del UAV.	144
a.	Configuración en la tarjeta de control.	146
b.	Configuración de Acelerómetro	149
c.	Configuración de Brújula.	149
d.	Procedimiento para el Monitor de batería	151
e.	Calibración del Radio Control	151

f.	Verificación y modos de vuelo	153
4.7.5.	Configuraciones adicionales	154
a.	Medición de Batería.....	154
b.	Deshabilitar Armming Check	155
c.	Calibración de ESC's.....	156

CAPÍTULO V

RESULTADOS

5.1.	Sintonización de parámetros para el controlador	158
5.2.	Prueba de Lift.	160
5.3.	Prueba de Trayectoria	161
5.4.	Pruebas de ruta	163
5.5.	Pruebas en base a giroscopio y acelerómetro	165
5.5.1.	Resumen de las pruebas obtenidas.....	168
5.6.	Resultados Obtenidos	169
5.7.1.	Validación de la Hipótesis.....	170
5.7.1	Hipótesis Nula (H_0)	171
5.7.2	Hipótesis Alternativa (H_1).....	171
5.8.	Análisis comparativo de objetivos alcanzados	173
5.9.	Análisis de costos del proyecto.....	174

CAPITULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMEDACIONES

6.1.	Conclusiones.....	176
6.2.	Recomendaciones.....	178

BIBLIOGRAFÍA	179
---------------------------	------------

ANEXOS..... 186

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Cinemática	5
Figura 2. Drones de ala fija.....	17
Figura 3. Drones de ala fija.....	18
Figura 4. UAV de carga ligera.	18
Figura 5. UAV pequeños a medianos.	18
Figura 6. UAV grande.....	19
Figura 7. UAV para transporte de personas.	19
Figura 8. Diagrama de configuración de motores.	20
Figura 9. Octocópteros.....	20
Figura 10. Sistema de despegue a mano.	23
Figura 11. Sistema de despegue a catapulta.....	24
Figura 12. Sistema de despegue a catapulta.....	24
Figura 13. Sistema de despegue asistido por un cohete	24
Figura 14. Sistema de aterrizaje a paracaídas.....	25
Figura 15. Sistema de aterrizaje con tren de aterrizaje	25
Figura 16. Sistema de aterrizaje con patín de aterrizaje	25
Figura 17. Multirotor Volocopter	26
Figura 18. Multicopter Vs. Dron de Ala Fija	27
Figura 19. Chasis de un UAV	28
Figura 20. Motores	29
Figura 21. Variadores	30
Figura 22. Hélices	31
Figura 23. Batería de iones de Litio	31
Figura 24. Descripción gráfica de los Movimientos en el Octocóptero.....	33
Figura 25. Controlador de vuelo	34

Figura 26. Estación móvil de control de tierra-laboratorio de la ESPE	34
Figura 27. Robot terrestre, acuático, aéreo y mixto.	38
Figura 28. Robots terrestres con diferentes medios de locomoción.....	39
Figura 29. Tipos de ruedas.....	40
Figura 30. Rueda omnidireccional simple	41
Figura 31. Rueda mecanum whells	41
Figura 32. Rueda Ballbot Redorbit.....	42
Figura 33. Rotores empotrados permiten que el dron vuele en cualquier dirección .	43
Figura 34. Configuraciones del actuador en la solución numérica	45
Figura 35. Sistemas del UAV Omnidireccional	47
Figura 36. Clasificación de elementos estructurales.....	50
Figura 37. Poliedros Regulares.	51
Figura 38. Ángulos referidos al cuadrado y triángulo equilátero.	52
Figura 39. Modelo preliminar a partir del hexaedro regular.....	54
Figura 40. Análisis en base a un conjunto estructural común.	55
Figura 41. Estructura de un motor CC sin escobillas.	59
Figura 42. Motor con el rotor en la carcasa.	59
Figura 43. Motor con el rotor en el eje.	60
Figura 44. Inclinação de Rotores para consideraciones de empuje.	62
Figura 45. Algunos tipos de ESC.....	66
Figura 46. Características de numeración de las hélices.	68
Figura 47. Características de una batería Lipo.	75
Figura 48. Radiocontrol y receptor.....	80
Figura 49. Indicadores de Vuelo.....	84
Figura 50. Pantalla de datos de vuelo.	86

Figura 51. Descomposición vectorial de fuerzas y reacciones el elemento de análisis.	87
Figura 52. Criterios de estabilidad en una armadura espacial.	88
Figura 53. Vectores orto normales producto de las reacciones en los nodos.	89
Figura 54. Cosenos directores de un vector tridimensional.....	89
Figura 55. Cosenos directores de un vector tridimensional.....	90
Figura 56. Vector tridimensional resultante en cada nodo	91
Figura 57. Módulo de un vector tridimensional.	91
Figura 58. Modelo tridimensional de la armadura.	92
Figura 59. Fuerzas Resultantes usando elementos finitos.....	93
Figura 60. Estado de tensión y compresión.	93
Figura 61. Resultado de análisis estático.	94
Figura 62. Rapidez de incremento de la deformación unitaria en un acero a impacto.....	95
Figura 63. Condiciones dinámicas iniciales	98
Figura 64. Descomposición vectorial eje y.....	102
Figura 65. Vector Fuerza Resultante de las reacciones.....	103
Figura 66. Reacciones de compresión en los nodos en el plano X-Z.....	109
Figura 67. Estructura para análisis de fuerzas.....	110
Figura 68. Tipos de apoyos para columnas.	112
Figura 69. Configuración para simulación.....	121
Figura 70. Descripción elementos estructurales.	129
Figura 71. a) Impresión de La cruceta de Centro b) Cruceta final c) Nodos para la estructura final.....	130
Figura 72. a) Configuraciones de Capa b) Configuraciones de relleno	130
Figura 73. a) Preparación del material TPU previo al acople.....	131
Figura 74. a) Preparación de los tubos b) Elementos constructivos a disposición .131	

Figura 75. a) Corte de los elementos diagonales b) Corte de elementos laterales.	132
Figura 76. a). Inspección final de longitudes.....	132
Figura 77. Ensamble cruceta de centro	133
Figura 78. a) Ensamblaje b) inspección de juntas	133
Figura 79. a) Estructura de comprobación b) Verificación de la distancia al centro de masa	134
Figura 80. a) Alineación de las caras b) Verificación de las uniones en los nodos y rectitud de las columnas y vigas.	134
Figura 81. a) Unión con pegamento de las barras b) Verificación de nivel de las caras c) Inspección del nivel en todos los vértices.....	135
Figura 82. a) Acople de motores b) Calibración de inclinación.	135
Figura 83. a). Soldadura de conectores b) Aislamiento de uniones.	136
Figura 84. a). Inspección final de inclinación b) Medición de longitudes.	136
Figura 85. Distribución esquemática del sistema electrónico que compone para el UAV.	137
Figura 86. Diagrama electrónico de conexión.....	138
Figura 87. a) Acople de la Tarjeta de control b) Módulo Gps c) Regulador de Tensión d) Módulo RC.....	138
Figura 88. a) UAV Omnidireccional.	139
Figura 89. Ejes controlables.	140
Figura 90. Control Basado en Pixhawk.....	140
Figura 91. Proceso de obtención de la señal basado en un sensor de altitud de alta precisión (AHRS).	141
Figura 92. Sobre impulso para una entrada escalón del modelo PID.	142
Figura 93. Mandos Radiocontrol.....	142
Figura 94. Conexión vía USB.	144
Figura 95. Alineación de motores	144
Figura 96. Selección de frame.....	145

Figura 97. Instalación de Firmwares.....	145
Figura 98. Pantalla finalización de instalación de Firmware.....	146
Figura 99. Selección de tipo de VANT y tipo de frame.....	146
Figura 100. Selección de Puerto de comunicación USB.....	147
Figura 101. Conexión y desconexión de la FMU.	147
Figura 102. Configuraciones MavLink FMU.....	148
Figura 103. Comunicación con la placa.....	148
Figura 104. Forma de frame.	148
Figura 105. Desplazamientos Circulares.	150
Figura 106. Calibración de la brújula.	150
Figura 107. Configuraciones del monitor de batería.	151
Figura 108. Calibración de rangos para el Radiocontrol.	151
Figura 109. Activación de todos los mandos del control.	152
Figura 110. Verificación de los mandos.....	152
Figura 111. Canales detectados en la operación.....	152
Figura 112. Modos de vuelo.	153
Figura 113. Verificación de sistemas inerciales.	153
Figura 114. Pre armado y verificación del sistema en general.....	154
Figura 115. Configuraciones de lectura de batería.	154
Figura 116. Valores de lectura de la batería	155
Figura 117. Ingresar a configuraciones Avanzadas.....	155
Figura 118. Desactivación de la opción de Arming.	156
Figura 119. Preparación del Radiocontrol.....	156
Figura 120. Posicionamiento del Throttle en bajo.	157
Figura 121. Posicionamiento del Trottle en bajo.	157
Figura 122. Correcciones de valores PID	159

Figura 123. Maqueta para prueba de empuje motriz.	160
Figura 124. Gráfica de empuje motriz.	161
Figura 125. Ruta para tomar datos de aceleraciones e inclinaciones.	161
Figura 126. a) Montaje del móvil para medición UAV Omnidireccional b) Montaje del móvil UAV tipo Racer.	162
Figura 127. Aceleraciones en los Ejes UAV	162
Figura 128. a) Prueba Horizontal 1 b) Prueba Horizontal 2 c) Prueba Horizontal 3.	163
Figura 129. a) Prueba Horizontal 4.	164
Figura 130. a) Despegue vertical 1.	164
Figura 131. a) Ruta línea Horizontal b) Ruta Vertical c) Ruta Combinada Arco.	165
Figura 132. Evaluación general de atributos UAV.	169
Figura 133. Distribución Chi Cuadrado	173

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Clasificación de los UAV por su altura y alcance de vuelo.</i>	16
Tabla 2. <i>Paquetes software de planificación y control de misiones UAVs</i>	35
Tabla 3. <i>Comparación de los programas de planificación y control más usados</i>	36
Tabla 4. <i>Propiedades de las ruedas omnidireccionales</i>	42
Tabla 5. <i>Características previas para el UAV Omnidireccional</i>	48
Tabla 6. <i>Comparativa de los poliedros regulares aplicables a una forma de UAV</i> ..	51
Tabla 7. <i>Empuje motriz teórico de un motor 1100 Kv</i>	56
Tabla 8. <i>Comparativa de características de motores de corriente continua.</i>	58
Tabla 9. <i>Aplicación de diferentes motores sin escobillas para UAV.</i>	60
Tabla 10. <i>Ventajas y desventajas de motores sin escobillas</i>	61
Tabla 11. <i>Tabla de ensayos de cantidades de Kv y su aplicación</i>	63
Tabla 12. <i>Tabla de empuje para un motor de 1100KV</i>	63
Tabla 13. <i>Especificaciones Motor rtf 2208 - 1100kv - serie avanzada</i>	64
Tabla 14. <i>Características ESC 20 Amperios.</i>	67
Tabla 15. <i>Características de las hélices</i>	68
Tabla 16. <i>Hélices 3D</i>	69
Tabla 17. <i>Algunas características para la selección de la tarjeta</i>	70
Tabla 18. <i>Características técnicas para la selección de la tarjeta</i>	71
Tabla 19. <i>Características técnicas Pixhawk4</i>	72
Tabla 20. <i>Kit Pixhawk4 para implementación</i>	72
Tabla 21. <i>Regulador de tensión</i>	73
Tabla 22. <i>Módulo GPS especificaciones</i>	74
Tabla 23. <i>Sistema de telemetría</i>	75
Tabla 24. <i>Comparación de baterías</i>	76
Tabla 25. <i>Batería YPG 35C descarga</i>	77

Tabla 26. <i>Tabla comparativa de receptores.</i>	81
Tabla 27. <i>Características técnicas de emisor y receptor.</i>	82
Tabla 28. <i>Características de MP como estación de Control.</i>	83
Tabla 29. <i>Entornos de Interacción de Mission Planner.</i>	84
Tabla 30. <i>Peso de los componentes de UAV.</i>	87
Tabla 31. <i>Tipos de materiales aplicados a una estructura UAV</i>	96
Tabla 32. <i>Comparación de los tipos de materiales aplicados a modelos.</i>	97
Tabla 33. <i>Tiempos experimentales referidos al choque de una partícula.</i>	100
Tabla 34. <i>Comparación de los tipos de fibra de carbono de acuerdo a sus propiedades mecánicas.</i>	104
Tabla 35. <i>Datos de Fibra de Carbono</i>	105
Tabla 36. <i>Tipos de carga que soporta la fibra de Carbono de acuerdo al ángulo de la fibra.</i>	106
Tabla 37. <i>Diámetros estandarizados en base a un espesor de 1mm de fibra, en relación al área transversal.</i>	106
Tabla 38. <i>Criterios para esfuerzos de diseño</i>	107
Tabla 39. <i>Propiedades Mecánicas de la fibra de carbono Unidireccional 0°.</i>	110
Tabla 40. <i>Informe de deformaciones usando análisis de elementos finitos.</i>	111
Tabla 41. <i>Listado de Fuerzas obtenidas para los elementos del cuadrante proporcionados por software CAE.</i>	111
Tabla 42. <i>Fórmulas para columnas</i>	114
Tabla 43. <i>Verificación de tensiones usando herramientas CAE</i>	117
Tabla 44. <i>Verificación de factor de seguridad en base a análisis CAE</i>	117
Tabla 45. <i>Análisis de desplazamientos</i>	119
Tabla 46. <i>Análisis de tensiones</i>	119
Tabla 47. <i>Factor de diseño</i>	120
Tabla 48. <i>Distribución de cargas para simulación</i>	121

Tabla 49. <i>Deformaciones Totales</i>	122
Tabla 50. <i>Resultado de Esfuerzos</i>	123
Tabla 51. <i>Deformaciones máximas en los Tubos de la estructura.</i>	124
Tabla 52. <i>Deformaciones en los nodos</i>	125
Tabla 53. <i>Esfuerzos producidos en los nodos de la Estructura Omnidireccional....</i>	126
Tabla 54. <i>Deformación en la Cruceta de Centro</i>	127
Tabla 55. <i>Esfuerzos producidos en la Cruceta de la Estructura Omnidireccional..</i>	128
Tabla 56. <i>Características y dimensiones</i>	129
Tabla 57. <i>Sistema de control</i>	139
Tabla 58. <i>Modos de vuelo de la plataforma APM Mission Planner</i>	143
Tabla 59. <i>Configuraciones Acelerómetro</i>	149
Tabla 60. <i>Valores iniciales de sintonización para el UAV.</i>	158
Tabla 61. <i>Valores finales de sintonización para el UAV.</i>	160
Tabla 62. <i>Aceleraciones x-y-z</i>	166
Tabla 63. <i>Evaluación Aceleración en el eje “X”</i>	167
Tabla 64. <i>Evaluación Aceleración en el eje “Y”</i>	167
Tabla 65. <i>Evaluación Aceleración en el eje “Z”</i>	167
Tabla 66. <i>Evaluación Cabeceo “UAV”</i>	167
Tabla 67. <i>Evaluación Alabeo “UAV”</i>	168
Tabla 68. <i>Resumen de las pruebas obtenidas</i>	168
Tabla 69. <i>Resumen de las pruebas obtenidas dron tipo Racer</i>	169
Tabla 70. <i>Datos obtenidos de la frecuencia observada</i>	171
Tabla 71. <i>Cálculo de Frecuencia esperada</i>	172
Tabla 72. <i>Resultados del Chi-Cuadrado</i>	172
Tabla 73. <i>Análisis comparativo del proyecto</i>	174
Tabla 74. <i>Presupuesto para el funcionamiento UAV</i>	175

ÍNDICE DE ECUACIONES

Ec. 3. 1 Factor de carga	55
Ec. 3. 2 Carga de diseño.....	55
Ec. 3. 3 Carga estática total	55
Ec. 3. 4 Carga de empuje motriz.....	57
Ec. 3. 5 Fuerza empuje nominal motriz	57
Ec. 3. 7 Relación empuje peso.....	61
Ec. 3. 8 Empuje total	62
Ec. 3. 9 Empuje individual de los motores.....	62
Ec. 3. 10 Potencia del motor	64
Ec. 3. 11 Corriente Maximizada	66
Ec. 3. 12 Equilibrio en x	88
Ec. 3. 13 Equilibrio en y	88
Ec. 3. 14 Equilibrio en z	88
Ec. 3. 15 Armadura indeterminada.....	88
Ec. 3. 16 Módulo vector tridimensional.....	91
Ec. 3. 17 Módulo de un vector Tridimensional.....	92
Ec. 3. 18 Conservación energía mecánica	98
Ec. 3. 19 Cantidad de mov lineal.....	99
Ec. 3. 20 Impulso lineal	99
Ec. 3. 21 Principio de Impulso lineal.....	99
Ec. 3. 22 Conservación de impulso	100
Ec. 3. 23 Tiempo promedio	101
Ec. 3. 24 Módulo de un vector Tridimensional.....	98
Ec. 3. 25 Esfuerzo normal a compresión.....	107
Ec. 3. 26 Área sección circular	113

Ec. 3. 27 Momento de inercia sección circular	113
Ec. 3. 28 Ec. Longitud efectiva.....	113
Ec. 3. 29 Relación de esbeltez.....	113
Ec. 3. 30 Relación esbeltez transición.....	113
Ec. 3. 31 Euler columna larga	114
Ec. 3. 32 Carga de pandeo segura.....	114

RESUMEN

El presente trabajo diseña e implementa un vehículo aéreo no tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo omnidireccional en el laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE extensión Latacunga. El proyecto se ha dividido en tres áreas importantes que son; el diseño e implementación mecánica, electrónica y de control omnidireccional. Los resultados para la validación del vuelo Omnidireccional se evaluaron en tres categorías, B: Bueno, R: Regular. M: Malo, basándose en recomendaciones para los estándares de vibraciones en UAVS de la comunidad Ardupilot. Se determinó que los límites para las vibraciones en los ejes X e Y sean menores que $\pm 30 \frac{m}{s^2}$, y en el eje Z de $\pm 60 \frac{m}{s^2}$ en modo estable, durante los vuelos de prueba. Para todas las trayectorias realizadas en el UAV diseñado, se puede observar que la estructura Omnidireccional presenta ventajas en vuelo estabilizado, evidenciando movimientos de manera suavizada, cumpliendo algunas características de los robots holonómicos. Adicionalmente se pudo contrastar que el UAV Omnidireccional tiene un 17.95% de mejoría en las características de estabilidad, en relación a las rutas evaluadas, de manera que éste vehículo aéreo, demuestra particularidades propias para la ejecución de trayectorias de vuelo, debido a que la estructura está dedicada a resistir condiciones de vuelo susceptibles a impacto, garantizando además que el frame o chasis adherido conserve su forma y pueda volar hasta 25 metros disminuyendo el riesgo de daño permanente en toda la plataforma omnidireccional.

Es necesario considerar que siempre existirán vibraciones producidas por el movimiento omnidireccional, en este caso se ha mejorado en un 4.14% esta característica, ya que estos dispositivos de vuelo son sensibles a las perturbaciones, por lo que se podría asegurar que, el UAV Omnidireccional tendrá ventaja para condiciones de vuelo en ambientes externos.

PALABRAS CLAVE:

- VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO.
- PLATAFORMA OMNIDIRECCIONAL.
- DRON

ABSTRACT

The present work, designs and implements an unmanned aerial vehicle air resistant to the impact, which allows omnidirectional flight in the Mechatronics Laboratory of the University of the Armed Forces ESPE Latacunga. This project has been divided in three important areas that are; the design and mechanical, electronic implementation and omnidirectional control. The results for the validation of the omnidirectional flight were evaluated in three categories, B: Well, R: Regular, M: Bad, being based on recommendations for the standards of vibrations for UAVS of the Ardupilot community. Which determine that the limits for the vibrations in the axes (X and Y) should be minor that $\pm 30 \frac{m}{s^2}$, and for Z axe should be minor of $\pm 60 \frac{m}{s^2}$ in stable way, during the test flights. For all the paths realized in the UAV designed, it is possible to observe that the Omnidirectional structure presents advantages in stabilized flight, demonstrating movements of a smoothed way, fulfilling some characteristics of holonomic robots. In Addition it was possible to confirm that the UAV Omnidirectional has improved 17.95 % in the stability characteristics, respect to the evaluated routes, so that this one air vehicle, it demonstrates own particularities for the execution of paths of flight, due to the fact that the structure is dedicated to resisting conditions of impact, guaranteeing that the frame structure could fly up to 25 meters diminishing the risk of permanent damage in the whole omnidirectional platform. It is necessary to think that always vibrations produced by the omnidirectional movement will exist, in this case this characteristic has been improved in 4.14 %, because these flight devices are sensitive to the disturbances, and We could assure that the Omnidirectional UAV will have advantages for flight conditions in external environments.

KEYWORDS:

- UNMANNED AERIAL VEHICLE.
- OMNIDIRECTIONAL PLATFORM.
- DRONE.

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1. Antecedentes

El estudio de las aeronaves no tripuladas ha significado la evolución de los sistemas robóticos, y actualmente nos referimos a ellos mediante distintos nombres, entre los que se encuentran Unmanned Aerial Vehicle (uAv), minidrones o microdrones (en función del tamaño y peso). También son denominados Unmanned Aircraft Systems (UAS), Unmanned Aerial Systems (UAS), Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS) y Unmanned Air Vehicle (UAV). Pero sin duda, la denominación mundialmente conocida al día de hoy es la de drone. (Heras Almagro & Sánchez Nieto, 2017).

El documento de Joint Publication (2017) define UAV (o VANT) como: un vehículo aéreo o motorizado que no lleva a bordo a un operador humano, utiliza las fuerzas aerodinámicas para generar la sustentación, a la vez puede volar autónomamente o ser tripulado de forma remota, que puede ser fungible o recuperable, y que puede transportar una carga de pago letal o no, y no se consideran UAV a los misiles balísticos o semibalísticos, misiles crucero y proyectiles de artillería.(p.123). Hoy en día a los drones se los considera como robots no antropomorfos en gran diversidad de características, con gran variación en tamaño, forma, autonomía y propósito en función de los sensores que incorpore. Su control puede llevarse a cabo de forma manual o automática, o mediante una combinación de ambas. Casi a diario se encuentra nuevos dispositivos con aplicaciones de lo más dispares, lo que nos da una idea del potencial de estos arludios en el futuro.

Los primeros UAV (Vehículos Aéreos No Tripulados) se desarrollarán en la Primera Guerra Mundial, pero es en la Segunda Guerra Mundial, que a gran escala se produce aeronaves sin tripulación con fines de entrenamiento, llegando hasta el Siglo XXI en el cual realizan dispositivos con proyecciones para aplicar en la guerra y vigilancia, desde entonces hasta ese momento se contaba con una incipiente tecnología de control. (Soto G. & Ramírez T, 2012)

Si bien desde hace algunas décadas las aeronaves no tripuladas han sido motivo de interés, en particular en el ámbito militar, no ha sido hasta los últimos años que han pasado de sistema experimentales a equipos aptos para su uso profesional. (Barrientos, y otros, 2017)

En Ecuador existe aeronaves remotamente tripuladas que ha sido aplicables tanto a misiones y objetivos militares como civiles, revelando de paso el amplio campo operacional donde esta nueva tecnología viene siendo utilizada como medio para la obtención de información ISR en tiempo real (a menores costos y riesgos), necesaria para reaccionar de manera rápida y contundente, gracias a la vigilancia y el control de actividades generadoras de inseguridad como el tráfico ilícito de narcóticos, armas y mercancías en entornos complejos, tales como zonas fronterizas y rurales de difícil acceso para la fuerza pública, pero también para comenzar a prevenir situaciones de alteración de la seguridad ciudadana y de la convivencia, cubriendo para ello áreas estrictamente urbanas.

Estas características han llevado a las Fuerzas Armadas y empresas comerciales de la región, en diferentes tiempos y épocas que exploraran a través de múltiples iniciativas prototipos que podrían calificarse como UAVs que en algunos casos marcaron el derrotero de posteriores y continuos avances industriales en esta dirección y hasta el presente, por ello se enumera el sistema que se ha desplegado, empleado y desarrollado su uso operacional para poner fin a las continuas pérdidas económicas por el contrabando de combustibles, el Gobierno ecuatoriano implemento el Plan de Soberanía Energética en el año 2009, para lo cual adquirió dos UAV Herón del tipo MALE y cuatro Searcher a Israel Aerospace Industries-IAI por valores aproximados a los 22 millones de dólares. (Saumeth Cadavid, 2014)

A finales de 2010, el Ministerio de Defensa de Ecuador anunciaba la intención de apoyar el diseño y fabricación de UAV de desarrollo nacional y en convenio con otros países para ser utilizados por la Fuerza Área. A comienzos de 2014, el presidente del Ecuador, presentó el prototipo del Gavilán como el nuevo UAV de la Fuerza Área Ecuatoriana (FAE) producido por este país por el Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE y con la expectativa de ser comercializado a nivel regional, este proyecto estaba valorado en 500.000 dólares, tenía como objeto no solo potenciar el

desarrollo de este tipo de tecnología en el Ecuador, sino además suplir las importaciones de estos sistemas, adquiridos por este país a Israel en el pasado reciente. Se estima desde entonces que la FAE se encuentra fabricando en torno a cuatro unidades más en sus instalaciones del Aeropuerto Chachoán de Ambato. (Saumeth Cadavid, 2014).

Desde ese punto de vista es necesario que el profesional que sale de la Carrera de Mecatrónica tenga conocimiento en diseño de Vehículos Aéreos no Tripulados con resistencia a impactos, y con vuelo omnidireccional, ya que una de las características de los UAV en la actualidad, es que tienen poca autonomía de vuelo, pocos grados de movimientos en las direcciones que son posibles, por las configuraciones específicas de frame que se destinan solo a asegurar velocidad, posicionamiento, y a mantener un control definido en sus movimientos, que no le permite acceder a un control y precisión adecuada para mantenerse estable en algún punto especificado en el espacio, además la mayoría de drones no aseguran la supervivencia de sus elementos electrónicos y motrices para su funcionamiento por lo que están expuestos directamente a la destrucción por colisión hasta el momento, asegura la protección, descenso abrupto del sistema, o fallo accidental, y además ninguna estructura típica que se haya desarrollado hasta el momento, asegura la protección al menos mínima de los elementos electrónicos constitutivos del dron. Por otro lado para adquirir experiencia de vuelo en ésta clase de vehículos aéreos, se requiere cierta habilidad operativa, lo que hace susceptible al dron experimentar accidentes de vuelo o atravesar por ciertas eventualidades fortuitas que igualmente involucran el daño permanente o definitivo de los motores, tarjetas, controladores, entre otros.

Los drones que típicamente conocemos solo describen todo tipo de trayectorias pero sin duda no son suavizadas, existen cambios abruptos de sentido, y cuando se requiere mayor precisión de los movimientos, son simplemente los que proporciona el controlador, es así que un dron de tipo comercial puede dar vuelta completa en un plano diferente al descrito por sus rotores de manera transitoria y necesitando un espacio físico muy amplio, también depende comúnmente de la habilidad propia del piloto para ejecutar ésta maniobra en efecto.

La tecnología dron en al ámbito civil todavía es incipiente, su uso extendido debe vencer algunos obstáculos, que van desde los estrictamente técnicos, hasta los

puramente legales, sin embargo la variedad e importancia de las aplicaciones potenciales, y el incremento en las inversiones y avances en los últimos años, hace razonable prever un notable y rápido progreso en un futuro cercano. (China, 2015)

1.2. Planteamiento del problema

El desarrollo tecnológico alrededor de los drones o UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o, en español, vehículos aéreos no tripulados, es uno de los de mayor evolución en los últimos años. Un UAV es una aeronave que no cuenta con tripulación humana y puede ser totalmente autónomo u operado por control remoto, a pesar de sus potenciales similitudes estructurales, no dejando a un lado que para plantear el problema es importante recordar que cuando nos referimos a un UAV no estamos hablando solo del vehículo aéreo, sino de los sensores que ayudan a controlar su vuelo, así como de sistemas que establecen tanto su rumbo como su trayectoria, y equipos que permitan recolectar información para ser transmitida a los centros de control, por eso es necesario que el estudiante de la carrera de mecatrónica para trabajar con drones tenga conocimiento nuevo sobre las principales características para elegir un UAV, como: autonomía, carga útil transportable, dimensiones, capacidad de despliegue y tipo de misión que debe cumplir. Que a partir de esta comprensión adquirida puedan clasificar a los UAV en corto, mediano y largo alcance; asimismo dependiendo de su misión importante, el estudiante al examinar el tipo de dron podrá dividir en seis tipos: de blanco, reconocimiento, combate, logística, investigación-desarrollo, como comerciales y civiles.

Los UAV's actualmente referidas poseen una estructura definida que se ha mantenido de manera funcional desde su descubrimiento, y se limita la rotación axial completa referida a Roll, Pitch y Yaw (Llanos, 2013).

- Girar el sistema OUVW un ángulo ψ con respecto al eje OX. (Yaw)
- Girar el sistema OUVW un ángulo θ con respecto al eje OY. (Pitch)
- Girar el sistema OUVW un ángulo ϕ con respecto al eje OZ. (Roll)

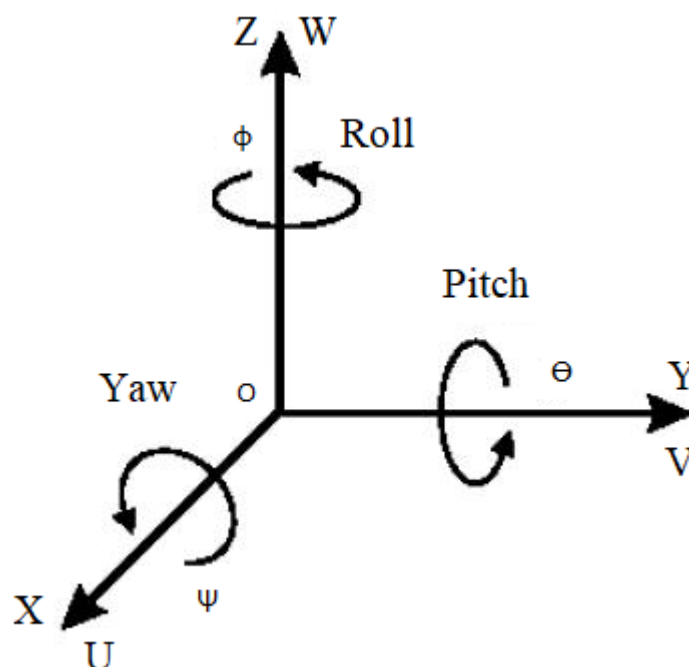


Figura 1. Cinemática

Fuente. (Llanos, 2013)

Desde ese punto de vista una aeronave en movimiento habitual rota únicamente y de forma máxima en el plano dispuesto por sus rotores, que pertenece típicamente al eje Yaw (vertical), que es perpendicular al plano descrito por sus rotores, de esta forma queda restringido cualquier clase de rotación completa en Roll y Pitch, por ser característico de su configuración geométrica propia y a la escasa sustentación de propulsión de sus motores, por su frame o también llamado chasis en X simétrica, que es el modelo más frecuentemente manejado en el desarrollo de drones. En definitiva no se puede garantizar que una estructura plana asegure de ninguna forma, un movimiento amplio en los dos ejes diferentes a Yaw, e igualmente posea permanencia ante perturbaciones, al tratar de alcanzar trayectorias complejas de vuelo, por razones aerodinámicas y de control, que adecuadamente proporciona la tarjeta electrónica ofrecida a este propósito.

El uso de drones se proyecta a la adquisición de imágenes, construcción de mapas aéreos, es así, que modelos conocidos llamados quadcopters poseen estudios limitados por la baja precisión de sus movimientos y esencialmente por la escasa robustez que ofrece su estructura, típico de vehículos que disponen de cuatro motores que por su configuración, su estructura es susceptible a que sus elementos internos

se vean afectados por algún evento impredecible, como colisión, alguna falla repentina, descenso abrupto del sistema o por algún desperfecto no controlado justo a tiempo, motivo por el cual no se puede tener una aproximación a zonas irregulares de vuelo con prestaciones de movimiento omnidireccional, esta clase de estructura solo admite una mayor aproximación a zonas de acceso difícil, primordialmente aquellas que pretendan más precisión en sus movimientos y en lugares de vuelo poco asequibles, para optimizar la capacidad de maniobra.

Las estructuras omnidireccionales para la construcción de drones se encuentran actualmente en desarrollo, pero aun no es posible encontrar algún tipo de propuesta comercial que responda a los requerimientos que demanda un vuelo omnidireccional para un UAV, así mismo no existe una tarjeta controladora de vuelo, convenientemente dedicada a éste fin, ya que comúnmente se puede acceder a una variedad de tarjetas con controles dedicados a la estabilización del sistema en un plano referencial, pero al tratarse de conseguir movimientos en todas las direcciones y con rotaciones axiales diferentes a Yaw, no sea algún tipo de controlador omnidireccional específico que provea la implementación de un UAV con las características mencionadas de movimiento.

La principal problemática que se enfrentará durante el proyecto es la asignación exitosa de las entradas del actuador para controlar los 6 grados de libertad de espacio, existe una redundancia que debe resolverse; además estos actuadores deberán estar fuertemente acoplados para tomar medidas adicionales y lograr obtener entradas de control razonables. El objetivo de esta tesis es diseñar e implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga para encontrar una solución de asignación que establezca el sistema en todas las orientaciones arbitrarias en el espacio. Este método de asignación también deberá cumplir con las restricciones presentadas por el hardware del sistema de la institución superior en la Carrera de Mecatrónica para el conocimiento de los estudiantes.

Al tratarse de un modelo nuevo para el estudio de éste tipo de drones, se ha previsto efectuar un estudio por las deficiencias anteriores, el motivo de la exploración

de un vehículo aéreo completamente activado; dicho vehículo puede proporcionar independientemente cualquier fuerza y par arbitrario. Esto significa que el vehículo no tendría que cambiar su actitud para interactuar con su entorno, de hecho el vehículo podría cambiar su actitud a cualquier configuración arbitraria mientras mantiene la misma posición. Un sistema de este tipo podría rechazar las fuerzas de perturbación y los pares de torsión de manera extremadamente rápida, y limitado solo por la dinámica de los actuadores que proporcionan empuje.

Desde ese punto de vista ha sido precedente diseñar e implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo omnidireccional en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, ya que actualmente no cuenta con un prototipo UAV omnidireccional, para que éste pueda servir de soporte en el desarrollo de nuevas tecnologías enfocadas al manejo operativo de drones, al acceso a zonas geográficamente inaccesibles, con fines de exploración, por lo demás estos modelos mejorarían la maniobrabilidad en competencias de exhibición, igualmente enfocados al estudio de materiales y configuraciones de geometría que se puedan mejorar continuamente.

Este trabajo de titulación presenta el diseño, el modelado, el control y las pruebas de un vehículo que permita el vuelo omnidireccional completamente accionado, en adelante denominado omnicóptero.

1.3. Descripción resumida del proyecto

El presente proyecto se basa en la investigación, diseño, construcción e implementación de una estructura para un UAV estable, que admita describir un movimiento característico del desplazamiento omnidireccional, al generar de manera controlada una rotación completa sobre cualquier eje diferente a Yaw, y que de acuerdo a su estructura se garantice la resistencia al impacto para condiciones no controladas de vuelo, manteniendo su funcionalidad.

En el diseño morfológico del UAV Omnidireccional, se estudió que materiales existe a disposición para que el sistema cumpla con los requerimientos mínimos y la puesta en marcha del mismo, considerando la resistencia mecánica y la elasticidad

de los materiales que se pueden aplicar, en la misma indagación se encontró una morfología de la estructura del robot, que se adapta convenientemente a las necesidades de desplazamiento para el sistema omnidireccional.

Fue necesario considerar un análisis mediante software de diseño asistido por computador para obtener un modelo preliminar de la estructura UAV, incorporando progresivamente los elementos mecánicos, electrónicos y de control, para obtener una idea muy cercana a la realidad y adicionalmente tener un valor de masa aproximado antes de la construcción, para así dimensionar un tamaño apropiado de la estructura respecto a los componentes electrónicos y de ésta manera proporcionar la estabilidad necesaria en el vuelo inherente del dron, de modo que el sistema sea preciso, alcance un punto en el espacio, cumpliendo movimientos controlados sobre cualquier eje.

Para la validación de la estructura se analizó el comportamiento del material acorde a los desplazamientos, aceleraciones, y condiciones de esfuerzo mediante un software CAE (Computer Aided Engineering), con el propósito de que provea datos relevantes y determinar el material idóneo, asegurando al máximo la vida útil de los componentes electrónicos constitutivos para finalmente adoptar una forma y material específico, optimizando el diseño en etapas previas a la construcción y asegurando la robustez del sistema que se pretende implementar.

El movimiento referido al conjunto es proporcionado por la tarjeta de control Pixhawk4 para los 8 motores que mediante las señales adquiridas por los sensores propios de vuelo, fue mantener la estabilidad en el sistema para tratar de producir un giro controlado, demostrando propiamente el vuelo omnidireccional.

En la etapa de control se seleccionará el controlador que va hacer adaptado a las condiciones de movimiento en el sistema requerido, a fin de adaptar alguna plataforma a los requerimientos dinámicos con el propósito de que el UAV Omnidireccional sea capaz de desplazarse de forma similar que los quadrópteros y además de ejecutar desplazamientos controlables sobre algún eje, que difiera del movimiento típico de los drones comerciales, todo esto fue controlado remotamente, dónde previamente se ha seleccionado un dispositivo de comunicación que se adapte convenientemente al usuario y que acceda a la maniobra del dron con facilidad, además el UAV Omnidireccional, brinda la posibilidad de integrar trayectorias pre

programadas, con todo lo descrito anteriormente se buscó analizar las fortalezas que tiene el UAV con la visión de ejecutar el vuelo omnidireccional y demostrar las fortalezas en éste tipo de nuevos dispositivos.

1.4. Justificación e importancia del problema

Los UAVs se han convertido en la actualidad en elementos importantes para la investigación, pero cada vez existe más variedad de finalidades que se le dan a los drones, es esencial contar con conocimientos y técnicas que reconozcan el vuelo omnidireccional de drones, para el descubrimiento de nuevas tecnologías en beneficio de la generación de conocimiento aplicado a toda área, ya sea en la agricultura, exploración, modelos de exhibición, y sobre todo para el desarrollo educativo, dónde no únicamente se tenga acceso a nivel usuario sino que más bien éste producto, sea encaminado a diversos ámbitos de nuestra sociedad, tanto para estudios de mapeo, rescate, localización, exploración, entre otros.

Las tecnologías dirigidas a los UAVs son cada vez más accesibles y se encuentran en constante desarrollo, de modo que al poder incorporar un prototipo de morfología diferente para UAV Omnidireccional que acceda el posicionamiento estable y al menos garantice movimientos completamente controlables sobre Pitch o Roll de manera remota, facultará que los estudiantes realicen sus prácticas con éste tipo de nuevos dispositivos, dirigiendo su alcance a la generación de algoritmos más potentes, estudio de sistemas de control y sistemas mecatrónicos, adicionalmente al contar con una estructura dedicada a la protección de los elementos internos, permitirá que se tenga seguridad en las pruebas de vuelo y del mismo modo incentivar el desarrollo de nuevas tendencias y aplicaciones acerca de ésta clase de drones omnidireccionales con fines de exploración y avance tecnológico.

En el laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga, se incorporará un nuevo dron de tipo Omnidireccional, que permitirá el desarrollo de nuevas tecnologías encaminadas a la gestión del conocimiento y estar a la vanguardia con la constante evolución de éstos dispositivos aéreos, paralelamente al avance tecnológico en otras universidades del mundo,

fortaleciendo las competencias como universidad enfocada el desarrollo tecnológico y educativo, como pilar fundamental del crecimiento institucional.

1.5. Objetivos

1.5.1. Objetivo general

Diseñar e implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga.

1.5.2. Objetivos específicos

- Investigar el estado del arte actual de vehículos aéreos no tripulados de tipo Omnidireccional para establecer la morfología adecuada.
- Diseñar la estructura Omnidireccional resistente al impacto para el UAV.
- Seleccionar los componentes electrónicos y de control del UAV Omnidireccional.
- Analizar mediante software especializado, el diseño mecánico de la estructura del UAV Omnidireccional que garantice la resistencia al impacto.
- Implementar los sistemas mecánicos, electrónicos y de control del UAV Omnidireccional adecuados para el vuelo.

1.6. Metas

- Investigar y recopilar información sobre vehículos aéreos no tripulados de tipo Omnidireccional para el establecimiento de la morfología adecuada hasta la segunda semana.
- Diseñar y simular el prototipo de la estructura Omnidireccional resistente al impacto para el UAV hasta la sexta semana.
- Seleccionar los componentes electrónicos y de control del UAV Omnidireccional hasta la cuarta semana.
- Analizar mediante software especializado, el diseño mecánico de la estructura del UAV Omnidireccional que garantice la resistencia al impacto hasta la octava semana.

- Implementar los sistemas mecánicos, electrónicos y de control del UAV Omnidireccional adecuados para el vuelo.
- Registrar la información lograda durante el desarrollo del proyecto para anexarla como evidencia del trabajo ejecutado.

1.7. Hipótesis

El diseño e implementación de una nueva morfología de UAV resistente al impacto permitirá el vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga.

1.8. Variables de investigación

- **Variable independiente.** UAV resistente al impacto
- **Variable dependiente.** Vuelo omnidireccional

CAPÍTULO II

FUNDAMENTOS TEÓRICOS E INVESTIGACIÓN

La fundamentación teórica constituye el centro del trabajo de investigación, por servir de aporte para la construcción del proyecto de titulación, la base teórica se convierte en una plataforma de análisis de los resultados alcanzados en la indagación, sin ella no se puede analizar los mismos. (Pérez Camejo & Andaluz, 2017)

2.1. Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV)

2.1.1. Introducción

Los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) están diseñados para poder volar sin necesidad de un piloto humano a bordo. El vuelo de estas máquinas, normalmente se halla vigilado por un piloto humano a partir de un centro de mando de tierra, desde donde transmite las instrucciones de vuelo remotamente, igualmente éstas máquinas pueden ser controladas de manera autónoma por un controlador o computador que esté programado para tal fin.

Dentro de la gama de vehículos no tripulados, existe una gran escala de tamaños, configuraciones y formas (vehículos de ala fija, vehículos multirrotores, entre otros). Los cuales inicialmente fueron surgiendo como plataformas controladas remotamente por un piloto, pero que en los últimos años, gracias a los grandes avances de la tecnología en el campo de la computación, la electrónica y comunicaciones, han migrado poco a poco al sector de vehículos autónomos. (Herrera Távara & Palomares Orihuela, Diseño e implementación del sistema de vuelo autónomo de un vehículo aéreo no tripulado para el reconocimiento en zonas hostiles azotadas por narcoterrorismo en la Amazonía, 2015)

Tradicionalmente un UAV ha sido empleado para propósitos militares, pero realmente hay varias aplicaciones civiles en desarrollo. Específicamente en este proyecto tenemos el diseño e implementación de un UAV capaz de que sea resistente

al impacto, y que permita el vuelo omnidireccional en el Laboratorio de Mecatrónica de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga.

2.1.2. Definición de un UAV

El término “Unmanned Aerial Vehicle” (UAV) cuyo significado en castellano es “Vehículo Aéreo No Tripulado” (VANT), se hizo común en los años 90. El Ministerio de Defensa de los Estados Unidos lo define como Cuerno (2015): “vehículo aéreo motorizado que no lleva a bordo un operador humano, que utiliza fuerzas aerodinámicas para generar la sustentación, puede volar autónomamente o ser tripulado de forma remota, puede ser fungible o recuperable, y que puede transportar una carga de pago letal o no” (p.5).

Desde ese punto de vista no se consideran a las UAVs a los misiles balísticos o semibalísticos, misiles crucero, proyectiles de artillería, planeadores (que no lleven planta propulsora), globos y dirigibles, sin embargo, el término UAV no es el único nombre que han ido recibiendo las aeronaves no tripuladas, su antecesor fue “Remotely Piloted Vehicle” (RPV), vehículo aéreo pilotado remotamente. En la actualidad se definen como “Remotely-Piloted Aircraft” (RPA), es decir aeronaves pilotadas remotamente (Cuerno Rejado, 2015).

2.1.3. Ventajas de los UAV

Entre las ventajas de mayor impacto esta:

- La posibilidad de uso en áreas de alto riesgo o de difícil acceso.
- No requiere la actuación de pilotos a bordo.
- Pueden llegar a tener una alta autonomía de vuelo.

2.1.4. Desventajas de los UAV

Según Herrera y otros (2015) las desventajas pueden especificarse de la siguiente manera, en:

a. Desventajas técnicas

- El enlace vía satélite puede ser hackeado y de esta forma, romperse el canal de comunicaciones entre el operador de tierra y el UAV e interceptar sus datos, como ocurrió en los países de Irak y Afganistán, cuando los insurgentes accedieron a los UAV mediante el “SkyGrabber” (un programa para uso doméstico cuyo coste fue de 35 dólares) ; o el exordio de un virus para inhabilitar, como sucedió en octubre de 2011 cuando la flota de “Predators” estadounidenses fue impedida por el ataque de un virus informático en las estaciones de control de tierra.
- Un tiempo de aplazamiento al momento de incorporar la emisión de instrucciones y su recepción, para su proceso y ejecución, lo que en situaciones críticas puede ser inevitable para la aeronave.
- El predominio en el funcionamiento de los fenómenos físicos, como la acción solar, mal clima, tormentas de rayos.
- La capacidad de vuelo condicionada por el tipo de combustible, fuente de energía, tamaño, alcance y su sistema de navegación.

b. Desventajas éticas

- La eventualidad de que la inteligencia artificial del UAV logrará establecer por si misma los objetivos a abordar.
- La insensibilidad sobre las consecuencias del avance, al mantenerse a distancia de los apremios.
- Su comercialización no controlada, pudiendo ser adquiridos por personas o grupos de dudosa ética, como en el caso de la oferta a Daniel Gárate, un peruano afincado en los Ángeles, cuyo negocio estaba centrado en usar un Drone que sujete una cámara con la que graba tomas áreas de gran resolución a bajo precio, quien rechazo en 2011 filmar con uno de estos dispositivos la boda de Kim Kardashian.
- Algunas personas pueden ser grabadas de forma ilegal, ya sea en espacios privados como públicos, constituyéndose tal motivo una seria amenaza a la inviolabilidad de la privacidad personal.

c. Desventajas económicas

- El alto costo de su adquisición y mantenimiento (30 veces superior a su equivalente tripulado) dificulta enormemente su uso civil, para instituciones o empresas privadas y compañías, por ser relativamente nuevo en el desarrollo de la tecnología.
- El mantenimiento de estos aparatos no es menor.

Estos hechos hacen que no se hayan usado hasta ahora para uso civil, aunque para el uso militar, un avión no tripulado es más barato que un avión tripulado militar.

2.1.5. Clasificación de los UAVs

Según *el método de control de los UAVs*, Irausquin (2014) clasifica en:

- **Autónomo:** modo de control de un UAV donde se espera que el vehículo efectúe su misión dentro del ámbito programado, con solo un monitoreo desde tierra, el modelo de control incluye la operación automática completa, funciones autónomas (despegue, aterrizaje, evitación de colisiones, entre otros) y operaciones inteligentes. (Irausquin, 2014)
- **Semi-autónomo:** modo de control de un UAV donde el piloto ejecuta cambios y conduce la misión a través de una interfaz de administración del vuelo; sin la información el UAV efectuara operaciones automáticas pre-programadas, puede o no incluirse algunas funciones completamente autónomas (despegue, aterrizaje, evitación de colisiones, entre otros). (Irausquin, 2014)
- **Remoto:** la totalidad del control del vehículo se efectúa remotamente. Según Irausquin (2014) a la altura, alcance, altitud, y autonomía de vuelo máximo se clasifica en la siguiente tabla 1

Tabla 1.

Clasificación de los UAV por su altura y alcance de vuelo.

Categoría	Acrónimo	Max. Distancia de operación (Km)	Max. Altitud de vuelo (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima de despegue (Kg)
Nano	Ω (nano)	<1	100	<1	<0,025
Micro	μ (micro)	<10	250	1	<5
Mini	Mini	<10	150 a 300	<2	<30
Alcance cercano	CR	10 A 30	3000	2 a 4	150
Alcance corto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200
Alcance medio	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250
Altitud baja Penetración profunda	LADP	>250	50 a 9000	0,5 a 1	350
Autonomía media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250
Autonomía alta Altitud baja	LALE	>500	3000	>24	<30
Autonomía alta Altitud media	MALLE	>500	14000	24 a 28	1500
Autonomía alta Altitud alta	HALE	>2000	20000	24 a 48	12000
Combate	UCAV	Aprox.1500	10000	Aprox.2	10000
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250
Señuelo	DEC	0 a 500	5000	<4	250
Estratosférico	STRATO	>2000	20000 a 30000	>48	No disponible
Exo-estratosférico	EXO	No disponible	>30000	No disponible	No disponible

Fuente: (Irausquin, 2014).

Esta clasificación abarca todas las aplicaciones de los UAV, tanto civiles como militares, siendo estas últimas la mayoría. La mayor parte de los UAV actuales se encuentran dentro de la categoría Mini y MR, siendo el vehículo más frecuentemente utilizado con diferencia al aeroplano.

Según el **uso y el diseño de los UAVs**, estos se clasifican en:

- **Blanco:** aparenta a un avión o un misil del enemigo.
- **Reconocimiento:** provee inteligencia en el campo del acometimiento
- **Combate:** aporta capacidad de ataque en misiones de riesgo elevado.
- **Investigación y desarrollo:** desarrolla tecnología (a nivel académico, institucional o empresarial, entre otros.)

- **Civil y comercial:** aeronaves destinadas a ejecutar aplicaciones civiles y ser comercializadoras.

Según su **forma de sustentación de los UAVs**, existen dos tipos de estructuras que clasifican en:

- **Drones de ala fija:** la estructura está formada por un fuselaje y unas alas fijas, recuerda a diseños de un avión convencional.



Figura 2. Drones de ala fija

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

Este tipo de diseño estructural predomina en aeronaves de carácter militar, tiene gran capacidad de vuelo, y son capaces de recorrer grandes distancias y llegar a alcanzar grandes velocidades, el sistema de propulsión de este tipo de UAVs suele albergar un motor de combustión o turbinas.

- **Drones multirotor o multicóptero:** por definición podemos considerar los multicópteros o multirrotores como un helicóptero que posee más de dos rotores o motores. Este tipo de UAVs está formado por una serie de brazos que sostienen los motores y conforman la estructura del dron albergando toda la electrónica y componentes.

El sistema de vuelo de un multirotor consiste en el giro invertido y simultáneo de las hélices de la aeronave. Dos hélices de la aeronave giran en sentido de las agujas del reloj y otras dos en sentido contrario, creando así la fuerza de empuje necesaria para elevar el multirotor. Puede mantener una posición estática gracias a sus componentes electrónicos como giroscopios o estabilizadores.



Figura 3. Drones de ala fija

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

Según su peso se incluyen todos los drones empleados para llevar a cabo aplicaciones destinadas a cubrir una necesidad propia de la sociedad y la clasificación es:

- **De 0 a 2kg:** son aeronaves de categoría de carga ligera con componentes básicos que brindan los mismos para un funcionamiento básico.

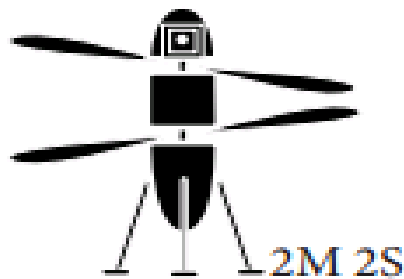


Figura 4. UAV de carga ligera.

Fuente. (Barrientos, y otros, 2017)

- **De 2 a 25kg:** contiene una mayor capacidad de carga útil.



Figura 5. UAV pequeños a medianos.

Fuente. (Barrientos, y otros, 2017)

- **De 25 a 150Kg:** equipos de uso profesional con mayor carga útil.



Figura 6. UAV grande.

Fuente. (Barrientos, y otros, 2017)

- **De más de 150kg:** estos equipos son exclusivamente destinados al equipo de salvamento, rescate y búsquedas para fuerzas de apoyo.



Figura 7. UAV para transporte de personas.

Fuente. (Barrientos, y otros, 2017)

2.1.6. Dron multirotor octocóptero

Los octocópteros son drones que disponen de 8 motores con sus respectivos componentes, al igual que los hexacópteros, los motores se encuentran al mismo nivel; se utiliza el termino multicópteros para hacer referencia a este tipo de aparatos, gracias a la gran cantidad de motores de que dispone, el aparato destaca por su gran potencia y permite el acceso de dicho dron tiene lugar de forma muy sencilla.

Estos multicópteros se caracterizan porque pueden volar con una gran carga, ya sea una cámara de video de alta calidad o simplemente mercancías pesadas de un lugar a otro. Generalmente este tipo de dron se emplea para uso profesional.

- **Metodología de vuelo:** los hexacópteros y los octocópteros basan sus principios de vuelo en los cuadricópteros. Cuatro hélices giran en el sentido de

las agujas del reloj y las otras cuatro en el sentido contrario, igualando así las fuerzas del multicoptero y estabilizando el vuelo.

- **Diagrama de configuración de motores:** para este tipo de multirotor, igual en los hexacópteros disponemos de dos configuraciones, en + y x

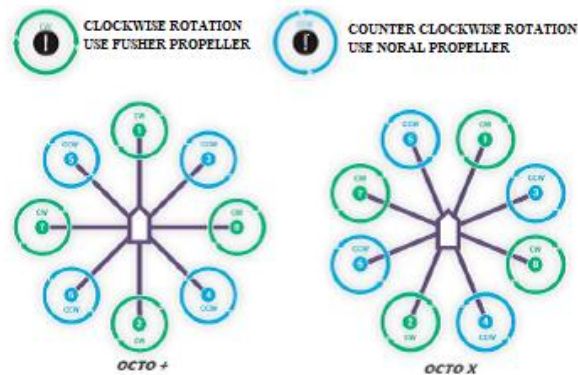


Figura 8. Diagrama de configuración de motores.

Fuente. (Ruipérez & Conejero R, 2016)

Ejemplo octocópteros



Figura 9. Octocópteros.

Fuente. (Ruipérez & Conejero R, 2016)

- **Ventajas y desventajas del octocopter:** posee ocho hélices totalmente funcionales que son accionadas por un mismo número de motores. Como resultados, este dispositivo es muy estable a medida que vuela ya que combina factores como velocidad de vuelo, maniobrabilidad y poder de elevación, lo que lo hace tener una mayor capacidad de vuelo que un Quadcopter o Hexacopter. Sus ocho rotores lo ayudan a permanecer estable y alcanzar una gran altura para tener tomas de cualquier cosa como paisajes, eventos e incluso la vida silvestre. Son los favoritos entre camarógrafos profesionales y exploradores.

Ventajas

- Son ágiles y rápidos gracias a sus ocho hélices.
- Debido a su sistema de propulsión alcanza una gran elevación y aceleración.
- Son extremadamente poderosos.
- Perfectos para equipamiento de cámaras pesadas.

Desventajas

- Es necesario que sea transportado con mucho cuidado porque es muy costoso construirlo por lo que si algo llega a romperse como por ejemplo un rotor saldrá caro reemplazarlo.
- Su precio puede ser un poco más elevado, en comparación al resto.
- Su tamaño es más grande en comparación al resto.
- Consume demasiada energía y por esta razón su autonomía de vuelo es baja.
- Para cargarlos toma mucho tiempo
- Los modelos de la primera generación tenían una baja capacidad en la batería.

Variantes

Conocidos como multicopters coaxiales, ya que usan dos motores en su brazo, por ende, el peso del aparato será menor, aunque la eficiencia aerodinámica y también se verá disminuidas. Se debe tener en cuenta que mientras más brazos tengan las aeronaves será más seguro y estable, y el poseer más motores el consumo de energía incrementa, pero se gana en propulsión. (Barrientos, y otros, 2017)

Ventajas

- Alcanza una mayor altura que un Quadcopter
- Es más seguro que un Hexacopter.
- Proporciona mejor estabilidad que un Hexacopter

Desventajas

- No puede levantar mucho peso como un Hexacopter
- Tiene menos tiempo de autonomía que un Hexacopter

2.1.7. Aplicaciones de los UAVs

En la actualidad el uso de drones esta despuntado y evolucionado de manera constante, siendo interesante las aplicaciones que tienen en diversos campos de la ingeniería, entre las que se encuentran:

- **Aplicaciones a la cartografía digital:** levantamientos topográficos
- **Controles a la calidad del aire:** mediante la integración de sensores ambientales e instrumentos de medida al UAV.
- **Minería:** prospección y explotación de recursos minerales
- **Agricultura:** es uno de los campos más interesante, porque al utilizar un UAV tiene numerosas aplicaciones, entre ellas: la integración de cámaras multispectrales que permite mediante las fotografías tomadas obtener un estudio del terreno, como puede ser sus estado hídrico o detección de plagas y a partir de ahí, llevar a cabo un plan de manejo eficiente del agua, así como el uso óptimo de fertilizantes.
- **Ingeniería forestal:** prevención de incendios a través de la detección de puntos calientes.
- **Ingeniería eléctrica:** inspección y mantenimiento de líneas eléctricas así como apoyo en situaciones de emergencia (mal temporal).
- **Ingeniería mecatrónica:** utilización y desarrollo tecnológico para el conocimiento científico del estudiante, la cual se va a utilizar en este proyecto.
- **Ingeniería de edificación:** inspecciones de eficiencia energética de las fachadas de los edificios gracias a la termografía aérea.
- **Investigación de una escena de un crimen desde el aire:** accidentes de tráfico.
- **Exploración de lugares de difícil acceso:** cuevas, precipicios, entre otros.
- **Movilidad y tráfico:** grabación y monitorización de la situación del tráfico.

El uso de drones no se limita únicamente a la ingeniería o uso militar, de las aplicaciones más importantes, en el caso de drones son las de ayuda humanitaria,

para la cual blimps ni zeppelins son utilizados con estos fines. Otra aplicación en la que son muy frecuentes es en la facilitación de las telecomunicaciones en situaciones de desastre natural. Por otra parte, el uso de UAVs con objetivos propagandistas es inexistente.

2.1.8. Sistemas de despegue y aterrizaje

Para el control de los UAVs durante el despegue, la aproximación, y el aterrizaje (lanzamiento y recuperación); estos sistemas, varían en función del tamaño y peso de los UAVs, en el caso de este proyecto de tesis se diseñara e implementará un vehículo aéreo de seis grados de libertad, basados en un análisis de fuerza estática y torque para configuraciones de actuadores genéricos, derivado con una configuración de ocho rotores que maximizará la agilidad del vehículo en todas las direcciones resistente al impacto, que permita el vuelo omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga, el mismo vehículo resultante poseerá autoridad total de fuerza y par en las tres dimensiones, lo que le admitirá volar nuevas maniobras.

- **Sistemas de lanzamiento:** varios de los UAVs de tamaño pequeño/medio despegan mediante un sistema basado en catapulta o mediante un cohete; en el caso de Iso micro UAVs pueden incluso lanzarse con la mano; los sistemas más grandes pueden despegar como un avión norma, con un tren de aterrizaje.

Seguidamente se puede observar el distinto sistema de lanzamiento



Figura 10. Sistema de despegue a mano.

Fuente: (Saumeth Cadavid, 2014)



Figura 11. Sistema de despegue a catapulta

Fuente. (Herrera Távara, Boeing ScanEagle, 2014)



Figura 12. Sistema de despegue a catapulta

Fuente. (Irausquin, 2014)



Figura 13. Sistema de despegue asistido por un cohete

Fuente. (Hunter, 2014)

- **Sistema de recuperación:** los primeros modelos usaban un paracaídas para aterrizar, en cambio los modelos modernos aterrizar como un avión normal, como un tren de aprendizaje y un sistema frenado.

Seguidamente, se observará los diferentes sistemas de recuperación.



Figura 14. Sistema de aterrizaje a paracaídas

Fuente: (Irausquin, 2014)



Figura 15. Sistema de aterrizaje con tren de aterrizaje

Fuente: (Carrier , 2014)



Figura 16. Sistema de aterrizaje con patín de aterrizaje

Fuente. (AirMule, 2014)

2.1.9. Multirrotor o multicóptero

Un multirrotor o multicóptero se fundamenta básicamente en un helicóptero con más de dos rotores. Los multirrotos modernos manejan palas de paso fijo, el ángulo del rotor no se modifica cuando las palas giran, el control del movimiento del vehículo se logra mediante la variación de la velocidad relativa de cada rotor para cambiar el empuje y el par producido por cada uno de ellos.

Estos multirrotos se clasifican según el número de hélices en tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros y octocóptero teniendo como número de hélices 3, 4, 6 y 8 hélices equitativamente.



Figura 17. Multirrotor Volocopter

Fuente: (Fingas, 2017)

De acuerdo al especificado por ArduPilot Dev Team (2.016) un multicopter es un vehículo aéreo mecánicamente simple cuyo movimiento es controlado por la aceleración o retardo de múltiples mayores/hélices; son aerodinámicamente inestables y requieren de un computador a By (controlador de vuelo) para ejecutar un vuelo estable; se indican que son sistemas Fly by Wire (Vuelo por Cable) por lo que, si el computador no está funcionando, no están volando. El controlador de vuelo combina datos de pequeños giroscopios MEMS (*Microelectromechanical Systems*) o Sistemas Micro electromecánicos (SMEM) a bordo y acelerómetros (iguales a los que encontramos en los celulares actuales) para mantener una estimación precisa de la orientación y posición.

En la actualidad existen tipos variados, cada uno con cualidades que los hacen más idóneos para algún tipo de trabajo en específico. Si se comparara un Dron de ala fija con un Multicopter, pues se tendrá una diferencia obvia como lo es el diseño. En su mayoría los drones son operados por radio control, pero también pueden ser controlados y programados mediante un teléfono inteligente o Tablet. La principal diferencia con un vehículo o radiocontrol (aviones, coches, teledirigidos, entre otros) es que no se requiere de una entrada constante de datos por parte de quien lo está operando y pueden llegar a tener la capacidad de volar por sí mismos.

Estos multicopters son relacionados por utilizar un sistema de propulsión como lo hacen los helicópteros (aunque en este caso para elevarse usan más de un rotor y hélice), a continuación se muestra en la sección (a) de la figura por otra parte se tienen también drones de ala fija que son más aerodinámicos y se parece más a un avión, se puede observar esto en la sección (b) de la figura a pesar de tener distintas diferencias en cuanto a estructura, dependiendo del modelo de UAV se tendrá características técnicas propias que darán más provecho en algún tipo de trabajo en especial.

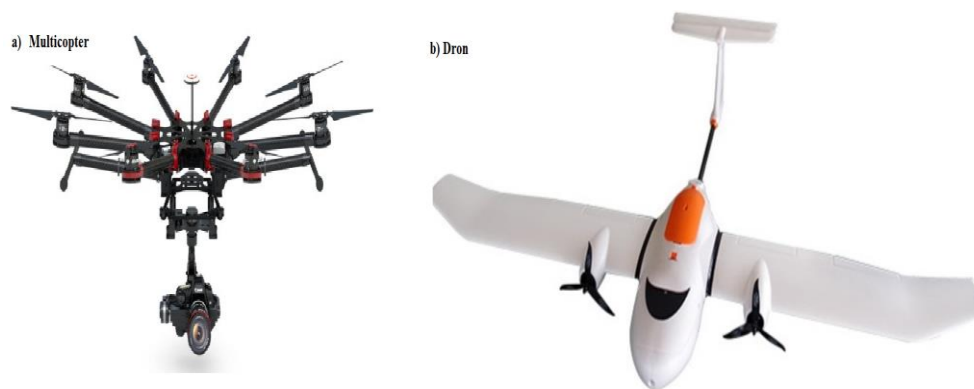


Figura 18. Multicopter Vs. Dron de Ala Fija

Fuente. (Silva, 2018)

- a) Un Dron multirrotor (octocóptero)
- b) Dron de ala fija FV1-Multisensor

Los multicopters usan un sistema de propulsión que les sirve para efectuar vuelos estáticos, al contrario de los dispositivos de ala fija, por las características que poseen los hacen que se encuentren en constante movimiento. Un multicopter se convierte en un Dron UAV cuando es capaz de ejecutar un vuelo autónomo; esto significa tomar

la información del acelerómetro y del giro compás combinándola con datos del barómetro y del GPS, así el controlador de vuelo entiende no sólo su orientación sino también su punto de vista.

De todos los tipos de multirrotor, se optó por desarrollar un octocóptero omnidireccional, ya que debido a la mayor cantidad de rotores en comparación a un tricópteros o un cuadricópteros, el octocóptero puede cargar mayor peso y presenta mayor estabilidad en el aire.

a. Componentes de un multirrotor

- **Chasis, estructura o frame:** es lo que soporta al resto de elementos, en aparatos profesionales será normalmente de carbono, muy ligero y resistente, combinando tubos y placas. Con tornillería especial, y elementos anti-vibraciones. Existen fabricantes que desarrollan sus propios diseños, incorporando piezas realizadas con impresión 3D y otros utilizan directamente kits de otros fabricantes; por eso es verás que distintos fabricantes parecen que ofrecen el mismo aparato si solo nos fijamos en las imágenes.



Figura 19. Chasis de un UAV

Fuente. (Silva, 2018)

- **Motores:** los multirrotos se impulsan por un tipo de motor eléctrico conocidos como Brushless (sin escobillas), los mismos que se caracterizan por una alimentación en corriente continua y que no poseen escobillas para realizar el cambio de la polaridad de sus bobinados.

Los motores sin escobillas se componen de una parte móvil denominado rotor donde se sitúan una serie de imanes permanentes, y una parte fija denominada estator compuestas por una serie de bobinados de hilo conductor. La corriente

eléctrica proveniente del sistema de alimentación pasa por los bobinados, los cuales adquirirán una polaridad variable que al interactuar con el campo magnético producido por los imanes del estator producirá el giro del motor. Existe un parámetro significativo que se debe considerar, que es factor “KV”. Normalmente aparece junto al número de vueltas de bobinado del motor, y lo que nos indica es el número de revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por cada Voltio de electricidad que se le aplica. No tenemos ni escobillas, ni colector y tampoco tenemos delgas; por lo que ahora el elemento que controlará que el motor gire sea cual sea su suposición será el variador electrónico.



Figura 20. Motores

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

- **Variadores:** el variador o ESC, por su nombre en inglés Electronic Speed Controller, es un circuito electrónico que se utiliza para controlar la velocidad de giro de los motores, así como su dirección y servir como freno dinámico para éstos.

Está compuesto por un circuito integrado que hace de puente entre el controlador de la aeronave y los motores. El variador o ESC se conecta con el controlador de vuelo por medio de tres cables, dos de ellos son los encargados de proveer de alimentación y el tercero es el que transmite la señal de control al mismo para el funcionamiento de cada motor.

El principal problema es la sincronización entre el motor y el variador, éste último debe enviar la señal en el momento adecuado para la activación de cada uno de los grupos de bobinados para el correcto giro del motor. Esta acción debe ser muy precisa debido a la alta tasa de cambio de la señal recibida.



Figura 21. Variadores

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

- **Hélices:** son uno de los componentes más importantes del UAV, ya que de ellas depende la fuerza de empuje de cada uno de los sistemas propulsores, para un mismo motor seleccionado, puede variar su eficiencia en función de la hélice que se asocie.

Las hélices son caracterizadas por dos parámetros que indican su comportamiento de vuelo, además son indispensables en todos los vehículos aéreos tanto a gran escala como a pequeña escala, y mantiene las mismas similitudes en sus características las cuales podemos distinguir en la siguiente descripción

Algunas características de las hélices son:

- La longitud de las hélices, o distancia entre las puntas.
- Un tamaño de hélice mayor genera un mayor empuje, por consiguiente podremos soportar más carga.
- El paso de la hélice, indica la distancia teórica que la hélice avanzará a lo largo del eje de rotación en una revolución completa, es capacidad de la hélice para mover el aire y generar empuje.
- Un aumento en el grado de inclinación o del tamaño supondrá un mayor empuje
- Las hélices con mayor ángulo de inclinación consiguen mover una mayor cantidad de aire
- Las hélices con un grado de inclinación menor pueden girar más rápido
- Se utilizan hélices de plástico en su mayoría

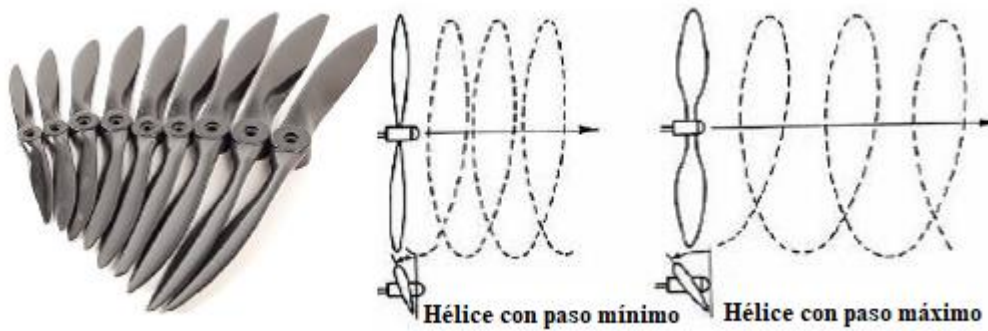


Figura 22. Hélices

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

- **Batería:** la batería de iones de litio, denominada batería Li-Ion o LIPO, es un dispositivo diseñado para almacenamiento de energía eléctrica que utiliza como electrolito una sal de litio que adquiere los iones precisos para la reacción electroquímica reversible que tiene lugar entre el cátodo y el ánodo.

Las baterías LIPO son livianas en igualdad con sus competidores y pueden fabricarse en una gran dualidad de tamaños y formas. Despliegan una gran capacidad de almacenamiento de carga y nos ofrecen un alto nivel de densidad energética, es decir, la relación entre la cantidad de energía acumulada por unidad de volumen.

Este tipo de batería muestra una alta tasa de descarga energética, la cual es requerida por los motores eléctricos de los vehículos aéreos no tripulados.



Figura 23. Batería de iones de Litio

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

Las baterías se componen de una serie de celdas que son proporcionales a la cantidad de carga que puede almacenar la batería y a su duración en la fase de descarga.

b. Movimientos de un multirrotor o multicopter

Se pueden establecer en el plano con los 3 movimientos.

- **Ejes de traslación o rotación:** Se puede definir como un sistema de coordenadas tridimensionales a través del centro de gravedad con cada eje de este sistema de coordenadas perpendiculares a los otros dos ejes. Por lo tanto, se puede definir la orientación de la aeronave por la cantidad de rotación de las partes de esta a lo largo de sus ejes principales.

a) Roll

El eje X se encuentra a lo largo de la línea central del avión. Al movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje X se le llama Roll. Este es un movimiento ascendente y descendente de las alas del avión causado por el cambio de posición de los alerones. Los alerones son superficies de control localizadas en la parte trasera de cada ala, las cuales permiten que la aeronave gire.

b) Pitch

El eje es perpendicular a la línea central del avión y se encuentra en el plano de las alas. Al movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Y se le llama Pitch. El Pitch es causado por el cambio de posición del elevador, localizado en la parte trasera del estabilizador horizontal, ocasionando de esta forma el movimiento hacia arriba y hacia abajo de la nariz de la aeronave.

c) Yaw

El eje Z es perpendicular al ala y se encuentra en el plano de la línea central del avión. Al movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Z se le llama

Yaw. El Yaw se visualiza como un movimiento de lado a lado de la nariz de la aeronave, el cual es causado por el cambio de posición de la superficie de control localizado en la parte trasera del estabilizador vertical llamado timón.

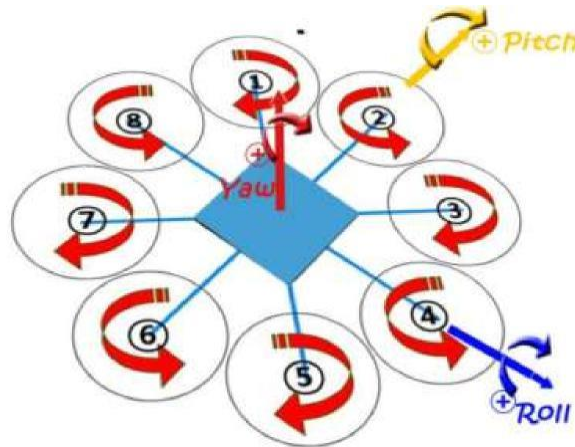


Figura 24. Descripción gráfica de los Movimientos en el Octocóptero.

c. Placa controladora de vuelo

Es el cerebro de la aeronave, tiene la función de hacer girar los motores de la manera adecuada para poder conseguir el movimiento deseado por el piloto o seguir las directrices del programa en vuelo automático. Es un circuito de complejidad variable que dispone de una serie de entradas y salidas, y de una serie de sensores incorporados que se establecen en tiempo real la posición de la aeronave. Este sensor y controla todo lo que acontece con el multirrotor, y es a donde experimentalmente todos los componentes o dispositivos van conectados.

El controlador se encarga de procesar la información recibida por los sensores como los datos de dirección para enviar las órdenes adecuadas a los motores para el correcto vuelo.

Algunos llevan un simple giroscopio que indica la orientación en el espacio de la aeronave, no obstante, la mayoría de los controladores utilizados en la actualidad incorporan una Unidad de medición Inercial o IMU (Inertial Measurement Unit).

La IMU es un dispositivo electrónico capaz de medir y reportar tanto la velocidad de la aeronave, así como su orientación y las fuerzas gravitacionales que actúan sobre ella. El controlador de vuelo convierte al multirrotor en una aeronave inteligente.

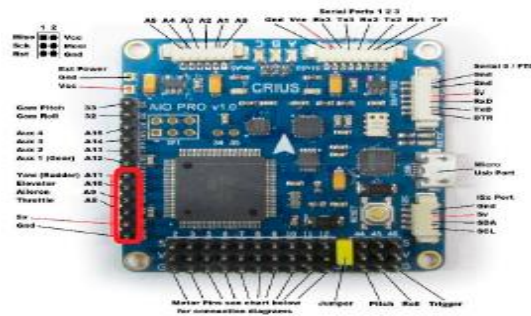


Figura 25. Controlador de vuelo

Fuente: (Ruipérez & Conejero R, 2016)

d. Estación de control en tierra

Es el centro de control operativo del sistema UAV y está formada por un conjunto de equipos y sistemas que asumen las tareas de planificación y control de la misión (control vuelo de la carga útil), distribución o diseminado de la información a usuarios exteriores o finales.

La estación de tierra (laboratorio) incluye paquetes software para la planificación, control y monitorización de misiones, sistemas de comunicaciones y enlaces de datos necesarios para que puedan acceder a la plataforma y a los sistemas embarcados en las aeronaves, (en este caso estudiantes en este proyecto) que dirigen y controlan la misión y sus conocimientos; la estación de control en tierra puede estar situada en un emplazamiento fijo o en una unidad móvil.



Figura 26. Estación móvil de control de tierra-laboratorio de la ESPE

De todos los elementos que componen la estación de control, el software de planificación, control y monitorización de misiones es sin duda que será el corazón de la misma, para abundar un poco más en tan importante elemento, se presenta continuación un breve análisis de los paquetes software usados en la estación de control en tierra.

- Software de planificación, control y seguimiento de misiones: como se aludió anteriormente, el software de planificación, control y seguimiento de misiones es el corazón, la base fundamental de la estación de control en tierra, porque brinda al operador (estudiante) todas las herramientas necesarias para llevar a cabo la planificación offline de las misiones de vuelo.

La gran mayoría de fabricantes de UAVs entregan un paquete software propietario para la planificación y control de misiones, sin embargo, también existe una gran diversidad de soluciones software de código abierto, que poseen la mayoría de funcionalidades que entregan los paquetes propietarios y, a su vez, admite al operador a crear nuevas funcionalidades mediante la modificación del código fuente.

Los paquetes software de planificación y control de misiones para UAVs de uso civil más usados actualmente son los siguientes.

Tabla 2.

Paquetes software de planificación y control de misiones UAVs

Paquetes software de planificación y control UAVs de uso civil







Mission Planner	UGCS	FreeFlight3
QGroundControl	Drone Deploy	DJI Go
APM Planner	OpenPilot	Hover
Tower	DJI Ground	
AndroPilot	Station	

Fuente: (Santana C, 2017)

Seguidamente se muestra una comparación, a modo de tabla, de los paquetes software anteriormente citado.

Tabla 3.

Comparación de los programas de planificación y control más usados

Software	Protocolo MavLink	Código abierto	Compatibilidad con APM ^I y/o PX4 ^{II}	Sistema operativo
Mission Planner	▪	▪	▪	
QGround Control	▪	▪	▪	
APM Planner	▪	▪	▪	
Tower	▪	▪	Solo con APM	
AndroPilot	▪	▪	▪	
UGCS	▪	x	▪	
Drone Deploy	▪	x	▪	
OpenPilot	▪	▪	x	
DJI Ground Station	▪	▪	x	
DroidPlanner2	▪	▪	▪	
FreeFlight3	▪	▪	Solo con APM	
DJI Go	▪	▪	x	

Fuente: (Santana C, 2017)

2.1.10. Carga útil

Se precisa como carga útil a todo elemento embarcado que otorgan al UAV de funcionalidades esenciales para la realización de una concluyente misión, el tipo de carga útil es establecida por los propósitos y necesidades de la misión, así como también de la capacidad de carga de la aeronave.

Los elementos que se utilizan como carga útil en un UAV son generalmente de dos tipos diferentes:

- **Sensores:** son los que admiten a la aeronave percibir ciertas características del entorno, las cuales dependerán del tipo de sensor empleado. Los sensores electroópticos son los más usados como carga útil, ya que actualmente la mayoría de los UAVs vienen equipados con cámaras de espectro visible, las cuales son comúnmente empleadas para aplicaciones relacionadas con el sector audio visual (fotografía, video y cine). Por otro lado, cámaras multispectrales y térmicas son utilizadas en una gran variedad de

aplicaciones, como pueden ser la agricultura de precisión, control y extinción de incendios, entre otras.

- *Actuadores:* Es tipo de carga útil en elementos embarcados que admitan a la aeronave a través de mecanismos actuadores operar a cabo una determinada acción, como pueden ser la entrega de paquetería, fumigación en cultivos, manipulación de objetos, entre otros.

2.1.11. Robot omnidireccional

Un robot omnidireccional, asimismo es conocido como holonómico, es un tipo de robot móvil con ruedas, cuya configuración le admite desplazarse en cualquier orientación sin la insuficiencia de adquirir anticipadamente una orientación específica; es decir, es capaz de ejecutar movimientos en cualquiera de los componentes del plano, bien sean traslaciones (hacia adelante, en reversa, laterales) o rotaciones, a partir de un estado de movilidad, todo ello, a expensas de un mayor grado de complejidad en su manejo. (CarolChangL, Dtdanilo , 2015)

Desde ese punto de vista un robot holonómico, como ya se ha definido, es aquel cuyo número de grados de libertad controlables es igual o superior al número de grados de libertad totales, siempre y cuando no se encuentren sometidos a las restricciones holonómicas, este robot es imperativo puede contar con al menos tres actuadores activos en su haber, es entonces un punto importante del diseño la decisión de cuántos motores emplear, cada uno de los motores proporcionan al robot una fuerza normal al eje del motor y paralela a la superficie sobre la cual se desplaza, la suma de ellas aprueba la traslación-rotación de la estructura. Por lo general, exhiben una configuración mecánica de tres a cuatro rotores, que corresponden a las configuraciones típicas de UAV's.

Un UAV considerado como robot de múltiples actuadores (multirrotores) aumenta la potencia entregada por él, cada motor adicional que se puede incorporar. Lo cual se traduce en al menos mayor carga adicional para el vuelo, y el mejoramiento sustancial de las características de vuelo estable, aunque esto demande un mayor

consumo de energía, costo y posiblemente, la necesidad de incorporar de elementos para atenuar las vibraciones generadas por el sistema de propulsión.

a. Clasificación de los robots holonómicos

Para clasificarlos hay que saber distinguirlos, si estos son holonómicos o no, y esta clasificación está en analogía a su movilidad, aclarando desde el punto de vista de investigadores de este proyecto de titulación se ha logrado especificar que los robots o sistemas holonómicos son aquellos capaces de modificar su dirección precipitadamente (se supone masa nula), y sin necesidad de rotar anticipadamente.

Entre tipos de robots no especifica el medio o entorno del movimiento, consiguiendo proporcionar una sub-clasificación en función del medio, como son: los terrestres (vehículos, robots con patas, manipuladores industriales), aéreos (dirigibles), acuáticos (nadadores, submarinos) e híbridos (trepadores), y en función del control del movimiento como son: autónomos y teleoperadores; para este estudio se profundiza en el tipo de vuelo omnidireccional porque es el tipo de robot que se trata en este proyecto.



Figura 27. Robot terrestre, acuático, aéreo y mixto.

Fuente. (Cordero, 2018)

Análisis: para este tipo de robots existen diversos sistemas de locomoción como los de patas, ruedas, cadenas o cintas de desplazamiento (tipo oruga) y los propios elementos del cuerpo robot (tipo serpiente) para este estudio se profundiza en el tipo de vuelo omnidireccional porque es el tipo de robot que se trata en este proyecto.



Figura 28. Robots terrestres con diferentes medios de locomoción.

Fuente: (Cordero, Barrientos, & Garzón, 2018)

Análisis

Los robots son de tipo rueda fija, orientable, descentrada y omnidireccional. No todos los robots con ruedas, aunque alguna sea de tipo omnidireccional, son robots omnidireccionales. El robot del proyecto se valdrá de ocho ruedas omnidireccionales que le definen como robot omnidireccional octocopter y se procede a profundizar en este tipo de ruedas.

b. Tipos de ruedas como elemento de Omnidireccionalidad

La rueda se considera como una pieza mecánica circular que gira alrededor de un eje, en el campo de la robótica móvil las ruedas ejecutan funciones específicas por las que se les da el nombre de:

- **Rueda motriz:** son las que le proporciona fuerza de tracción al robot.
- **Rueda directriz:** son las ruedas de direccionamiento de orientación controlable.
- **Ruedas fijas:** son la que solo giran en torno a su eje sin atracción motriz.
- **Ruedas locas o ruedas de castor:** son las ruedas orientables no controlables.

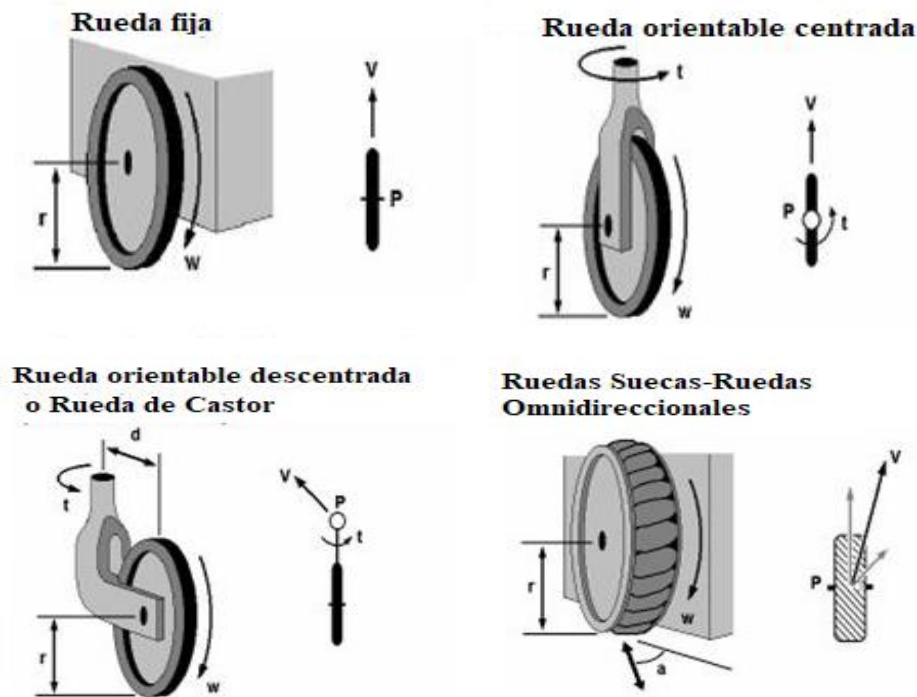


Figura 29. Tipos de ruedas

Fuente: (Cordero, Barrientos, & Garzón, 2018)

Análisis: los diseños exclusivos de las ruedas omnidireccionales evitan la aparición de restricciones no holonómicas; para lograr los movimientos deseados del robot con este tipo de ruedas es necesario un control complejo de cada una de las ruedas debido a que es necesario la combinación de los efectos de cada una de las ruedas.

Las mismas que se pueden clasificar en los siguientes tres tipos: rueda omnidireccional simple, rueda mecanum y esfera. (Asimov & Sedano Algarabeal, 2014)

- **Rueda omnidireccional simple:** este tipo de rueda se identifica por sus rodillos a lo largo de la superficie de su contorno; cuando la rueda rota, el movimiento que genera es igual que el de una rueda convencional, pero si recoge una fuerza paralela a su eje, su desplazamiento de forma perpendicular es posible debido al giro de los rodillos. Estas ruedas se controlan a través de la acción de un motor, que hace que rote alrededor de su eje, no logrando desplazarse lateralmente por si sola. El movimiento omnidireccional se logra a través de la mixtura de tres o más ruedas de este tipo.



Figura 30. Rueda omnidireccional simple

Fuente: (INTPLUS , 2018)

- **Rueda Mecanum Whells:** igualmente dispone de rodillos a lo largo de su superficie de contorno, pero su orientación es muy diferente en el caso anterior, porque forma 45° con respecto al eje de la rueda, debido a esto, el giro de la rueda alrededor de su eje, genera un desplazamiento que no es perpendicular al eje de giro, sino que forma 45 grados con el mismo. La combinación de la acción de varias ruedas admitiría al robot moverse en todas las direcciones.

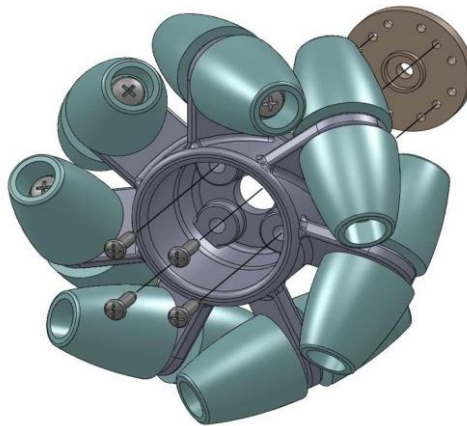


Figura 31. Rueda mecanum whells

Fuente: (INTPLUS , 2018)

- **Esfera:** es un conjunto de ruedas que interaccionan con una esfera que va generando desplazamiento y el marco de fijación de las ruedas no pueden encontrarse en contacto para posibilitar el movimiento de la esfera.

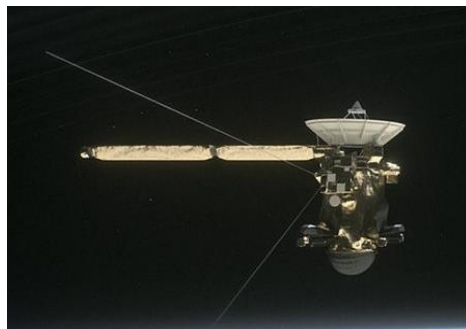


Figura 32. Rueda Ballbot Redorbit

Fuente: (INTPLUS , 2018)

Análisis: Para lograr el movimiento, se hace rodar a la esfera a través de la combinación del movimiento de al menos tres ruedas, accionadas por motores y dotadas de rodillos para minimizar la fricción de los elementos. Las ruedas están en constante acción para alcanzar a conservar el equilibrio del robot. Los robots con este procedimiento se nombran ballbots.

c. Propiedades de ruedas omnidireccionales

Se puede observar la analogía comparativa de las diferentes ruedas omnidireccionales con sus correspondientes ventajas e inconvenientes.

Tabla 4.

Propiedades de las ruedas omnidireccionales

Tipo de rueda	Ventajas	inconvenientes
Omnidireccional simple	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Bajo peso ▪ Diseño compacto ▪ Diseño mecánico simple ▪ Disponibilidad comercial 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Contacto discontinuo con el suelo. ▪ Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo.
Mecanum	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Diseño compacto ▪ Capacidad de carga alta 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Contacto discontinuo con el suelo. ▪ Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo. ▪ Diseño complejo
Esfera	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Contacto continuo con el suelo. ▪ Diseño mecánico sencillo. ▪ Disponibilidad comercial 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo. ▪ Control del movimiento de la esfera complejo.

Fuente: (Cordero, Barrientos, & Garzón, 2018)

Teniendo en cuenta los aspectos que tratan el presente trabajo y los objetivos que tienen que cumplirse se ha considerado adecuado aclarar ciertos conceptos para una mayor comprensión del trabajo titulación en la Carrera de Mecatrónica.

d. Estructura

La estructura en la robótica móvil es fundamental ya que sobre esta se distribuirán las cargas y partes que conforman el funcionamiento del robot al igual que decide una forma específica que se le quiera dar con su apariencia, dentro de los elementos de funcionamiento están dispuestos los elementos que le dan movimiento al robot como en este caso las ruedas que serán movidas por motores, un sistema de electrónica y sensores.

i. Vuelo omnidireccional

El nuevo diseño de octocopter coloca los rotores en diferentes ángulos para permitir que el dron controle independientemente su empuje en tres dimensiones. Los drones multirrotor convencionales, ya sean helicópteros de cuatro, hexágonos, octágonos o incluso de 18 rotores, tienen todos sus rotores posicionados en el mismo plano horizontal, aunque todavía son muy ágiles, esta simplicidad mecánica limita el vector de empuje de los drones a una dirección.

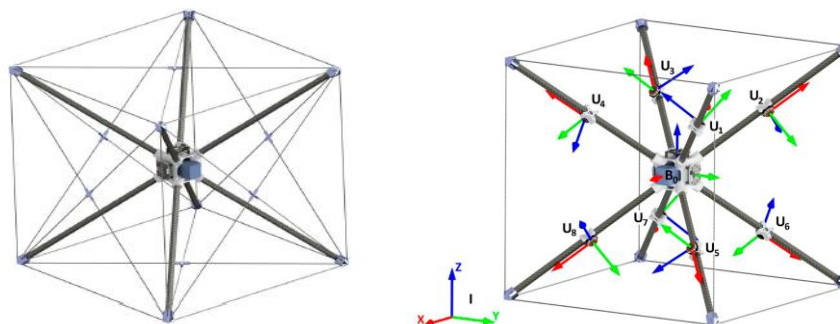


Figura 33. Rotores empotrados permiten que el dron vuele en cualquier dirección

Fuente. (Quick, 2017)

Análisis: es una ilustración del diseño de vehículo omnidireccional propuesto con su armazón de coordenadas B con carrocería fija. Este vehículo es accionado por ocho hélices.

El nuevo diseño de octocóptero coloca los rotores en diferentes ángulos y permite que el dron controle de forma independiente su empuje en tres dimensiones, lo que le admite volar en cualquier orientación, este prototipo demuestra el potencial diseño en cuanto a capacidad de captura.

Los investigadores Darío Brescianini y Raffaello D'Andrea, quienes desarrollaron el "Fetching Omnicopter" en el Instituto para Sistemas Dinámicos y Control en ETH Zúrich, señalaron que los drones ya han demostrado su valía en aplicaciones de vigilancia, inspección, mapeo, búsqueda y rescate.

En una progresión lógica, ahora se está investigando sobre aplicaciones en el que los drones interactuarían físicamente con su entorno para manipular objetos o ensamblar estructuras; la capacidad de volar en cualquier orientación y controlar independientemente su posición y altitud sería una ventaja obvia en tales aplicaciones, por lo que el equipo ha desarrollado un vehículo que podría hacer eso. El marco propuesto para el omnicóptero es empotrar los rotores para que permitan que el dron vuele en cualquier orientación a manera de juego y trabajo.

El diseño único del rotor requerirá del desarrollo de un algoritmo generador de trayectoria con un control preciso en el dron para que sea computacionalmente eficiente. En la indagación efectuada por investigadores Darío Brescianini y Raffaello D'Andrea se ha detectado que el algoritmo que el equipo creó puede generar alrededor de 500,000 trayectorias por segundo que guían al dron desde su posición inicial hasta la posición final deseada en un periodo de tiempo determinado, esto ha demostrado las capacidades del sistema, porque han unido un brazo con una pequeña red al final del avión no tripulado y jugaron un juego de captura.

Los impresionantes resultados vistos en el video, con el algoritmo que predice la trayectoria de la pelota tan pronto como deja la mano del lanzador. Luego calcula

varias rutas que se pueden tomar para atrapar la bola en alrededor y selecciona la más suave, que sigue el ron, todo en solo 20 mil segundos.

Esta tesis presenta el diseño, el modelado, el control y las pruebas de un vehículo omnidireccional completamente accionado, denominado en lo sucesivo mediante un software especializado, analizando el diseño mecánico de la estructura del UAV Omnidireccional que garantice y les permita obtener el conocimiento pedagógico a los estudiantes para que puedan implementar los sistemas mecánicos, electrónicos y de control de un UAV a que sean adecuados para el vuelo Omnidireccional.

Para el diseño e implementación de un Vehículo Aéreo No Tripulado que y permita un vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extension Latacunga para su praxis educativa ha sido procedente analizar las configuraciones del actuador obtenidas en la solución numérica. Ver Figura 34.

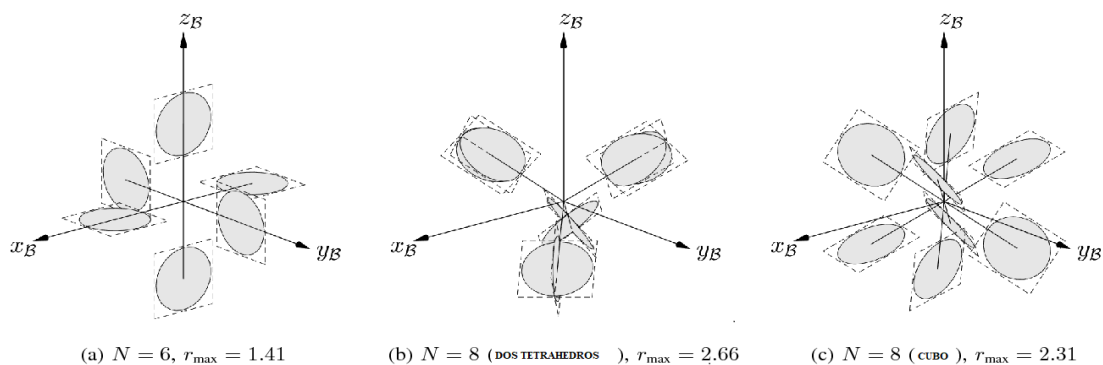


Figura 34. Configuraciones del actuador en la solución numérica

Análisis

Las figuras a y b ilustran soluciones con las posiciones del actuador restringidas a los vértices de un octaedro regular y de dos tetraedros regulares alineados arbitrarios con centros coincidentes. Para un empuje de hélice máximo de $f_{\text{prop, max}} = 1$, las configuraciones pueden producir una salida de par de fuerza en cualquier dirección con 2 normas de al menos $r_{\max} = 1.41$, $r_{\max} = 2.66$ y $r_{\max} = 2.31$, respectivamente.

2.1.12. Conclusiones del capítulo

A lo largo de los años de carrera de Ingeniería en diseño Mecatrónico se ha adquirido conocimientos e inquietudes en campos relacionados con el diseño, la fabricación, la estética y funcionalidad de los productos, siempre ligados con la innovación y las nuevas tecnologías, hoy ha sido procedente diseñar e implementar un Vehículo Aéreo No Tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo omnidireccional, en el laboratorio de mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga, esta investigación coadyuvara a que el estudiante de la carrera mejore sus competencias y pensamiento holístico técnico.

CAPÍTULO III

DISEÑO Y SELECCIÓN DE COMPONENTES

En el presente capítulo se seleccionará y diseñará todos los elementos y sistemas que conforman el UAV Omnidireccional, como se aprecia en la Figura 35

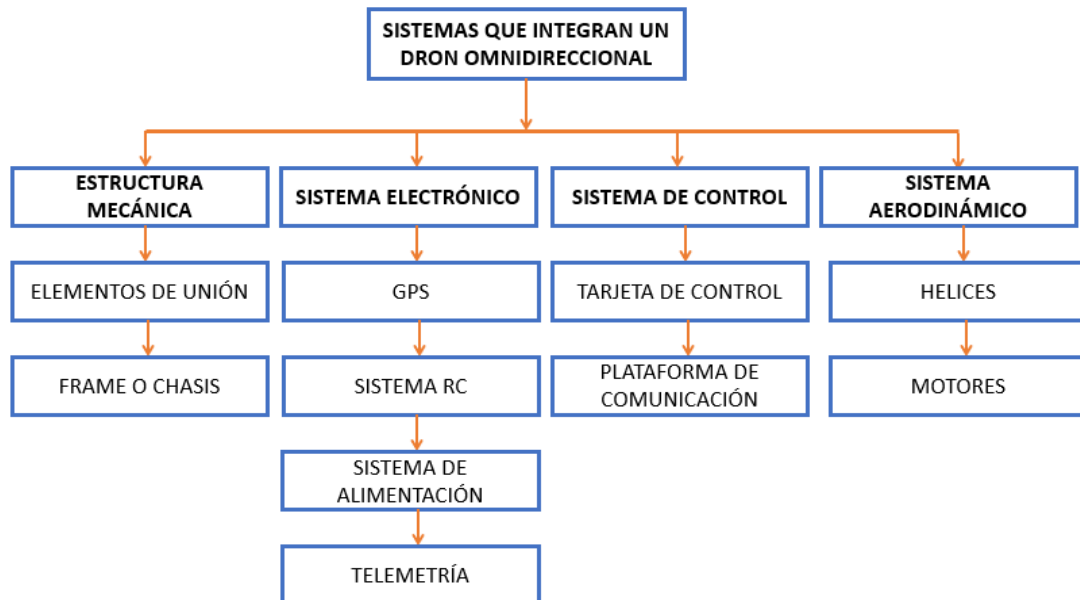


Figura 35. Sistemas del UAV Omnidireccional

3.1. Consideraciones preliminares para el diseño del UAV

El presente diseño pretende cumplir determinados requerimientos para que el sistema Omnidireccional permita conseguir una forma de desplazamiento diferente, con trayectorias similares a un dron de características comerciales, siendo capaz de poder integrar trayectorias complejas a medida de su desarrollo y acorde a un adecuado proceso de investigación futura.

Al tratar de encontrar una nueva forma de morfología para UAV, es sugerente trabajar en ambientes controlados, debido a que ésta clase de prototipos aún se encuentran en desarrollo, por éstas consideraciones se garantiza el desplazamiento adecuado en un ambiente sin presencia de perturbaciones (turbulencia), al considerar su uso en ambientes externos ésta estructura además garantizará la protección apropiada de sus elementos internos.

Para conseguir otras formas de desplazamiento, es necesario que el UAV tenga una autonomía de aproximadamente 5 minutos de vuelo en condiciones estables, pudiendo superar esta limitación a medida del desarrollo, en lo concerniente a almacenamiento de energía y el descubrimiento de nuevos materiales.

El UAV tiene que estar conformado de un material liviano, que proporcione robustez, y que sea altamente resistente al impacto para condiciones no controladas, además sea capaz de posicionarse a una altura de 25 metros, manteniendo su estabilidad, asegurando; desplazamiento, posicionamiento y maniobrabilidad.

Las características tentativas referidas a esta aeronave se detallan a continuación:

Tabla 5.

Características previas para el UAV Omnidireccional

UAV Omnidireccional	
Forma	Poliedro
Tipo	Hexaedro Regular
Longitud	Max 0.50
Ancho	Max 0.50
Altura máxima de Vuelo	Max 25m
Velocidad Crucero	1 m/s
Velocidad de Despegue	3,5 m/s
Autonomía de Vuelo	Aprox. 5 minutos

3.2. Análisis a la Forma de la estructura para UAV Omnidireccional

El presente proyecto analizará una nueva forma de estructura para un UAV, comparando las diferentes formas geométricas que pudieran interactuar en el espacio y a la vez se elegirá una geometría que se adapte convenientemente a las necesidades que el sistema requiera para las condiciones preestablecidas.

3.2.1. Estructura y elementos estructurales

Según (Hibbeler R. C., 2012), “una estructura se refiere a un sistema de partes conectadas que se utilizan para soportar una carga”. Las partes que estas estructuras conforman, se llaman elementos estructurales y son indispensables para efectos de diseño. (p.243)

De acuerdo a su geometría los elementos estructurales podemos clasificar en:

a. Elementos unidimensionales

Son normalmente barras, vigas o arcos, que generalmente tienen una dimensión más larga que las otras dos dimensiones, al estar sometidos a estados de pequeñas deformaciones, mantienen la sección de la barra de forma plana, y de acuerdo al posicionamiento pueden ser rectos, horizontales, verticales, diagonales o curvos.

b. Elementos Bidimensionales

Son elementos cuyo espesor es mucho menos considerable que las otras dos dimensiones, generalmente son superficies, membranas, placas igualmente se pueden encontrar horizontales, verticales, flexionados curvos y traccionados curvos.

c. Elementos Tridimensionales

Resultan de la combinación de elementos bidimensionales, tienen la capacidad de representar volumen, es decir nos dan propiamente una noción de espacio, además son capaces de sufrir esfuerzos combinados es decir estados de tracción y compresión de manera simultánea. Por lo que se consideran elementos de estado tensional complejo.

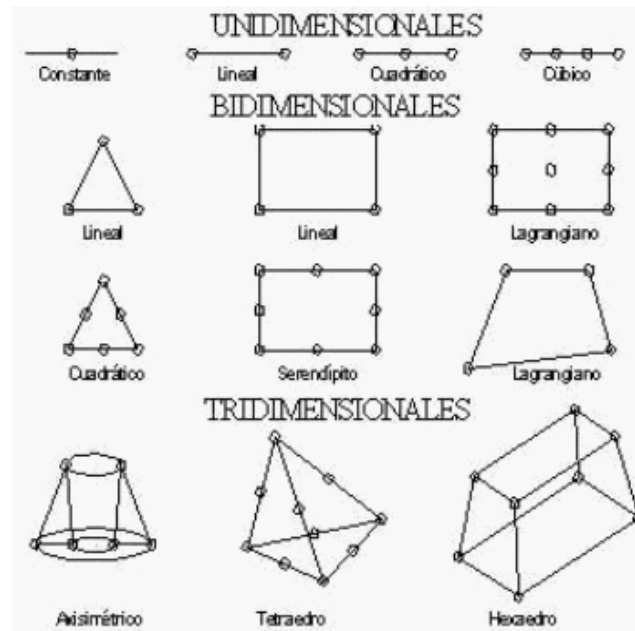


Figura 36. Clasificación de elementos estructurales.

Fuente. (Medina , Salas, Luco, & Bertram , 2005)

Teniendo en cuenta todas las configuraciones estructurales que se ha considerado anteriormente en el análisis, se ha escogido las formas geométricas tridimensionales, que permitirán obtener los estados óptimos de resistencia mecánica concerniente a la estructura, que se requiere para las condiciones de estática y de impacto del sistema UAV.

Adicionalmente una estructura tridimensional (armadura), proporciona una determinada orientación y posición; ya que está destinada a cumplir trayectorias transitorias en el área física.

3.3. Selección de una geometría adecuada para UAV Omnidireccional

Para obtener la forma adecuada de la estructura Omnidireccional, que alojará los componentes electrónicos constitutivos, es necesario analizar las características de las figuras sólidas que se puedan acoplar de manera adecuada a los requerimientos para el posicionamiento de los elementos de propulsión.

3.3.1. Poliedros

Es un sólido formado por regiones de planos, que representan figuras capaces de proporcionar una orientación específica por la ubicación definida de sus aristas y ángulos, pueden ser convexos cuando una recta secante que pase por su superficie, determine como máximo dos puntos de intersección, o no convexos cuando tenga más puntos de intersección sobre mencionada secante.

a. Poliedros Regulares

Es un sólido, “convexo y sus caras son polígonos regulares congruentes acomodados de manera que las caras adyacentes forman ángulos diedros congruentes” (Alexander & Koeberlein, 2010). Todas estas figuras regulares permitirán a la estructura conseguir características de simetría.

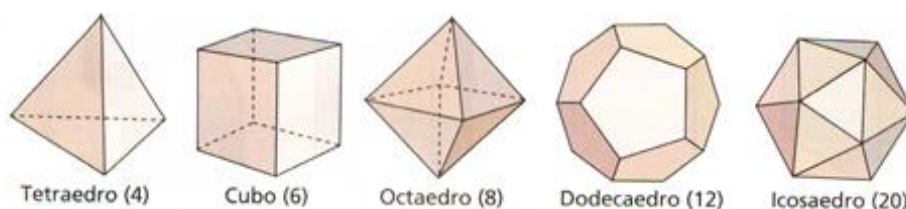


Figura 37. Poliedros Regulares.

Fuente: (Alexander & Koeberlein, 2010)

Tabla 6.

Comparativa de los poliedros regulares aplicables a una forma de UAV

Sólido	Tetraedro	Hexaedro	Octaedro
Aristas	6	12	12
Vértices	4	8	6
Caras	4	6	8
Facilidad de montaje y desmontaje	Fácil Ensamblaje	Fácil Ensamblaje	Difícil Ensamblaje
Estabilidad al momento del despegue	Estable, puede posicionarse de forma paralela sobre un plano horizontal en cualquiera de sus caras con tres puntos de apoyo.	Muy Estable, puede posicionarse sobre un plano horizontal en cualquiera de sus caras con cuatro puntos de apoyo.	No estable, al momento del despegue está 45° respecto al plano horizontal
Fortalezas en la distribución de esfuerzos en cada eslabón de acuerdo al	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{3}$	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{4}$	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{3}$

número de apoyos en la base			
Número de actuadores que se pueden incluir dentro de la estructura	4 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.	8 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.	6 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.
Ángulo de inclinación de los actuadores respecto al plano horizontal descrito por su centro de masa	60°	45°	30°, 60°
Grados de libertad controlables	4	6	6

De acuerdo a las consideraciones y características detalladas en la Tabla 6, se observa que el Tetraedro es un poliedro regular que únicamente permite colocar cuatro actuadores, de los cuales no son útiles para obtener todos los grados de libertad necesarios, para un movimiento holonómico.

Se debe considerar que el hexaedro y octaedro permiten alojar dentro de su estructura interna 8 y 6 actuadores respectivamente, siendo necesarios al menos seis, para efectuar posicionamiento (x, y, z), y orientación (Yaw, Pitch, Roll) para generar “estos giros sobre los ejes fijos se denominada guiñada, cabeceo y alabeo” (Barrientos, Penín, Balaguer, & Aracil, 2007).

Considerando los ángulos de inclinación que ofrecen los diferentes poliedros (30°,45°,60°), es importante reconocer que una inclinación de 45°, concede la posibilidad de descomponer la fuerza motriz en componentes de igual magnitud en el espacio. Siendo indispensable ésta característica para obtener un máximo empuje en Yaw, Pitch y Roll, como se menciona anteriormente.

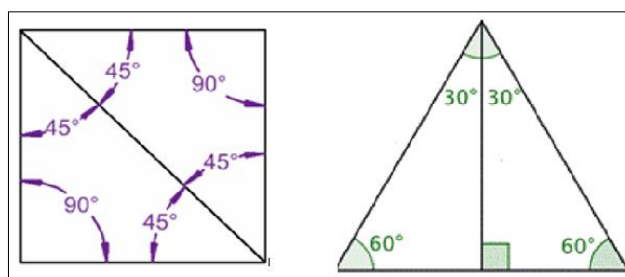


Figura 38. Ángulos referidos al cuadrado y triángulo equilátero.

Un octaedro regular es un sólido conjugado respecto al hexaedro es decir el número de vértices es igual al número de aristas y viceversa, pero es únicamente la figura cúbica (hexaedro regular), que se puede obtener una mayor distribución de esfuerzos en la estructura y además de ser una figura muy estable al momento del despegue, considerando el máximo número de grados de libertad que pueden ser controlables.

Finalmente, la estructura cúbica; garantiza mayor resistencia mecánica, admite ubicar la cantidad de actuadores necesarios para efectos del movimiento que se desea conseguir, permite que la fuerza de empuje se distribuya con proporcionalidad en el espacio, además de proveer estabilidad al momento del vuelo y aterrizaje.

3.4. Análisis estático de la estructura

Para realizar el dimensionamiento de los componentes mecánicos que conforman la estructura UAV Omnidireccional, se considera una altura inicial máxima de 25 metros para la resistencia al impacto y supone un peso neto del conjunto de no más de 1.8 kilogramos. Además, todas las dimensiones no deben superar los 50 centímetros, ya que al estimarse de un modelo prototipo de investigación, posibilita el transporte y la manipulación, adicionalmente una estructura de mayores dimensiones incrementaría notablemente el coste económico y de consumo energético.

3.4.1. Análisis de Cargas y modelo preliminar

A continuación, se utiliza un programa de diseño para modelar la estructura, y establecer las condiciones de esfuerzo requerido, pretendiendo que el material responda adecuadamente a las exigencias de vuelo interior, e inclusive garantice seguridad para vuelo exterior. Siendo esto indispensable para realizar mencionado análisis.

Se debe tener en cuenta que la estructura requiere eslabones que unan las diagonales en los nodos correspondientes, además de diagonales en dirección al centro de masas, para asegurar la estabilidad optima de la estructura permitiendo el alojamiento de los actuadores, asimismo es conveniente diseñar una cruceta de

centro por efecto de evitar cargas de torsión, y a la vez sirva de soporte para los elementos electrónicos y de control.

Como se puede visualizar en la Figura 39.

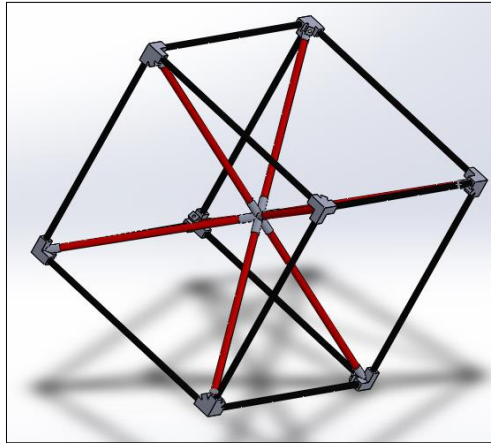


Figura 39. Modelo preliminar a partir del hexaedro regular.

a. Consideraciones previas al análisis estático

La estructura está formado por tubos unidos en sus extremos, estas conexiones, deben ser de un material de fácil prototipado, que permita determinada absorción de impacto y además proporcione la correcta unión de sus extremos. A esta clase de estructuras se denominan “armaduras espaciales”, pudiendo resultar ser estables o no estables.

Hay que considerar que las fuerzas se encuentran en un plano tridimensional, y los elementos de la armadura están sometidos a cargas axiales, además los soportes de la armadura suelen modelarse como un eslabón corto, una junta de rodillos plana, una junta de rodillos ranurada o una junta de rótula. (Hibbeler R. C., 2012, págs. 120-121).

Adicionalmente esta clase de armaduras pueden contener elementos de fuerza 0, donde no se presente ningún estado de esfuerzo o deformación, para encontrar las fuerzas que interfieren en la mecánica del elemento a analizar, además considerando que la armadura es internamente estable, debido a que no cambia su forma y puede verse como un cuerpo rígido. Por otro lado, es estáticamente indeterminada porque no cumple con las ecuaciones de equilibrio para su solución.

Para este análisis el centro de masa es un punto teórico ubicado en el centro de la estructura, y permite realizar un análisis simplificado que puede generalizarse y dirigirse a todos los componentes de la misma, generando una armadura común en relación a las seis caras, porque se debe entender que los elementos de la parte superior no se encontrarían soportando algún tipo esfuerzo al momento de la colisión, siendo así como muestra la figura 6.

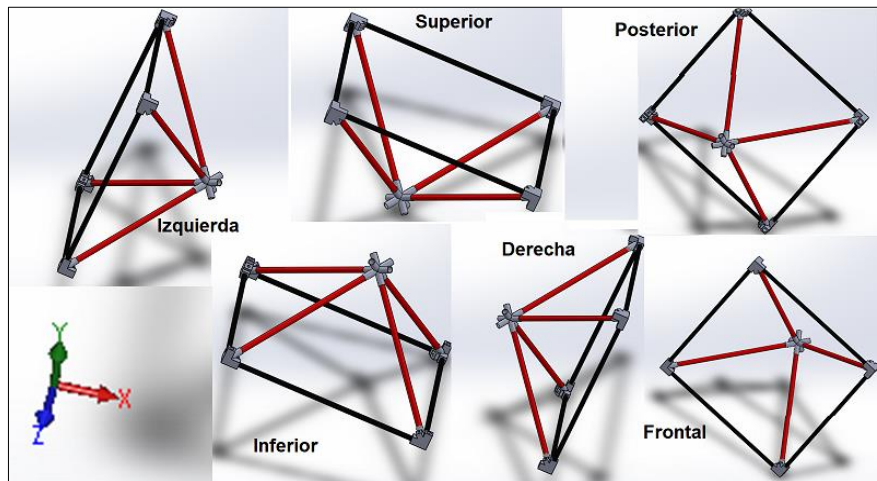


Figura 40. Análisis en base a un conjunto estructural común.

b. Cargas de diseño y análisis de la armadura común

Se ha considerado previamente que la estructura omnidireccional debe soportar una carga de 1,5 kilogramos, debido al peso de sus componentes, siendo ésta consideración importante para la selección de los elementos motrices para la propulsión del UAV. En consecuencia de ello también se trabajará con un factor de carga de 20%, dónde se asegura poder adicionar para alguna carga externa, que puede ser algún accesorio posterior que se incorpora a la estructura y todo el conjunto estructural soportará sin inconveniente dicho propósito.

$m_{diseño}$: masa de diseño = 1.5 kg.

$$g = 9.81 \frac{m}{s^2}$$

$$f_{carga} = 20\% = 0.2$$

Ec. 3. 1

$$W_{diseño} = masa\ total * g = (1.5kg) * \left(9.81 \frac{m}{s^2}\right) = 14,715N$$

Ec. 3. 2

$$W_{total} = W_{diseño} + W_{diseño} * f_{carga}$$

Ec. 3. 3

$$W_{total} = 14.715N + (14.715N) * 0.2$$

$$W_{total} = (14.71 + 2.943)N$$

$$W_{total} = 17.658N$$

3.4.2. Consideraciones de Empuje Motriz

Los motores y las hélices son los elementos que proporcionarán la fuerza necesaria para elevar la estructura omnidireccional y sus componentes, son los motores de tipo Brushless, que determinarán las dimensiones y características requeridas para el elemento que dará soporte a los mismos. Para éste análisis se denominará empuje motriz a la fuerza generada por los motores, que es efectiva para el movimiento del UAV.

Tabla 7.

Empuje motriz teórico de un motor 1100 Kv.

Motors	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (g)	RPM	Efficiency	Operating Temperature (°C)	
MT2208 Kv1100	11.1	T-MOTOR 8*2.7 CF	50%	1.9	21	200	6600	9.52	40	
			65%	2.4	28	248	7000	8.86		
			75%	3	34	295	7600	8.68		
			85%	4	45	367	8500	8.16		
			100%	4.7	52	420	9000	8.08		
		T-MOTOR 9*3CF	50%	2.3	26	245	5600	9.42		50
			65%	3.3	38	330	6400	8.68		
			75%	4.4	49	405	7000	8.27		
			85%	5.7	63	485	7650	7.70		
			100%	6.8	75	550	8150	7.33		
	T-MOTOR 10*3.3CF	50%	2.5	29	270	4800	9.31	59		
		65%	4.4	49	410	5800	8.37			
		75%	5.6	62	500	6400	8.06			
		85%	7.3	79	590	7000	7.47			
		100%	8.7	94	660	7300	7.02			
	T.MOTOR 11*3.7CF	50%	2.9	33	300	4500	9.09	74		
		65%	5	55	460	5500	8.36			
		75%	6.6	73	555	6000	7.60			
		85%	8.5	92	655	6500	7.12			
		100%	9.8	106	720	6800	6.79			
14.8	T-MOTOR 8*2.7CF	50%	2.8	43	324	8000	7.53	50		
		65%	3.5	54	398	9300	7.37			
		75%	4.7	70	485	10000	6.93			
		85%	6.3	93	600	11300	6.45			
		100%	7.3	109	675	12000	6.19			
	T-MOTOR 9*3CF	50%	3.2	50	367	6800	7.34	55		
		65%	4.9	74	510	8000	6.89			
		75%	6.5	99	620	8800	6.33			
		85%	8.7	128	745	9600	5.82			
		100%	10.1	148	820	10000	5.54			

Notes. The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 mil
Fuente: (Robotshop, 2018)

Tomando en cuenta que los motores se sitúan con una inclinación de 45° con respecto al plano horizontal y por cada actuador se tiene un empuje nominal de 0.675 kilogramos a plena carga. Se espera tener un empuje total producido por los ocho actuadores de 2,7 Kilogramos. Lo que permite conocer la fuerza máxima de empuje que se espera sea mayor a la fuerza estática calculada previamente y se determina la selección de motores que al menos posean esta característica de empuje.

WE_{nom} : Carga de empuje motriz=0.675kg.

$$WE_{nom} = WE_{nom} * g \quad \text{Ec. 3. 4}$$

$$WE_{nom} = 0.675 \text{ kg} * \left(9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) = 6.622 \text{ N. (Por cada actuador)}$$

Se debe tener en cuenta que los motores se disponen con una inclinación de 45° , que corresponde al punto máximo donde existe sustentación, y suponiendo que todos los actuadores empujen a la misma dirección. Se determina lo siguiente:

$$FE_{nominal} = WE_{nom} * \cos 45^\circ * \text{número de actuadores}$$

$$FE_{nominal} = (6.622 \text{ N.}) * \cos 45^\circ * 8 \quad \text{Ec. 3. 5}$$

$$FE_{nominal} = 37.458 \text{ N.}$$

De donde finalmente la fuerza de empuje debe ser mayor al peso del UAV Omnidireccional.

$$F_{empuje} > W_{total}$$

$$37.458 \text{ N} > 17.658 \text{ N}$$

En base a la selección de los componentes constitutivos del UAV Omnidireccional se ha logrado determinar un peso máximo de 1.8 Kilogramos, lo que permite tener el criterio aproximado para la selección de las dimensiones y diámetros, de similar forma se debe tomar en cuenta el empuje motriz teórico de los actuadores, para determinar la carga máxima neta que podría soportar para condiciones extremas, quedando para el análisis estático las cargas de la siguiente manera:

$$W_{total} = 17,658$$

$$md = \frac{W_{total}}{g} \quad \text{Ec. 3. 6}$$

$$md = \frac{17,658 N}{9.81 \frac{m}{s^2}}$$

$$md = 1.8 \text{ kilogramos}$$

3.5. Selección de componentes electrónicos

3.5.1. Motores

Es importante mencionar que existe variedad de motores para aplicaciones de vuelo, los motores Brushless son los más usuales debido al alto par de torque que puede proporcionar y las elevadas revoluciones que manejan de acuerdo al tipo, en base a éstas consideraciones básicas se seleccionará el tipo de motor para asegurar la correcta distribución de empuje a la estructura omnidireccional.

Tomando en cuenta que para este tipo de aplicaciones en lo concerniente a Vehículos aéreos no tripulados (UAV) de tipo Omnidireccional, dicho en el Capítulo 2, Los tipos de motores de corriente continua que se van analizar son los siguientes:

Tabla 8.

Comparativa de características de motores de corriente continúa.

Motores	Motor de CC con escobillas	Motor de CC sin escobillas
Bobinado	único	Independiente
Control electrónico	No	Si
Eficiencia	Baja	Alta
Rendimiento	Menor	Mayor
Fricción	Si	No
Velocidad	Media	Alta
Peso	Alto	Bajo
Tamaño	Grande	Pequeño
Precio	Medio	Alto

De acuerdo a la Tabla 8 el Motor de CC sin escobillas es un motor que al no poseer colector ni escobillas es más ligero, de peso y de tamaño más pequeño, solo posee un rotor y estator que giran por el campo magnético formado por los imanes y bobinas, por lo que no genera rozamiento y se logra aumentar la velocidad, disminuir el consumo energético y se alcanza mayor eficiencia, dando como beneficio un rendimiento alto.

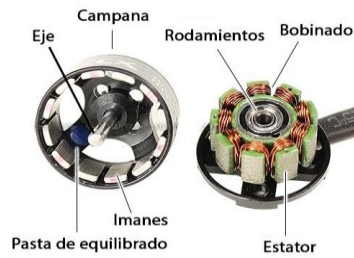


Figura 41. Estructura de un motor CC sin escobillas.

Fuente: (Tutorial de drones, 2018)

a. Motores Inrunner y Outrunner

Siguiendo la selección del motor sin escobillas, se pueden distinguir dos tipos de motores Inrunner y Outrunner los mismos tienen distinta aplicación dentro del campo de los VANT, y su aplicabilidad dentro del proyecto.

b. Motor Brushless Inrunner

Es un motor de CC sin escobillas, que en su interior está formado por un estator y el eje los cuales transmiten el movimiento hacia el exterior, los bobinado se encuentran en el exterior dentro de la campana los mismo que cuando gira permanecen fijo en su posición.

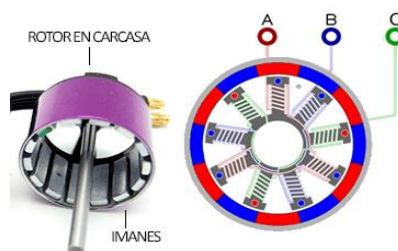


Figura 42. Motor con el rotor en la carcasa.

Fuente. (Llamas, 2016)

c. Motor Brushless Outrunner

Es un motor de CC sin escobillas, que en su interior está formado por un estator, rodamientos y el bobinado en el centro, los mismo que permanecen fijos en su posición cuando se hace girar, por lo que en su exterior consta de una campana que

en su interior presentan imanes y un eje que al hacer girar será los encargados de convertir la energía eléctrica en energía mecánica

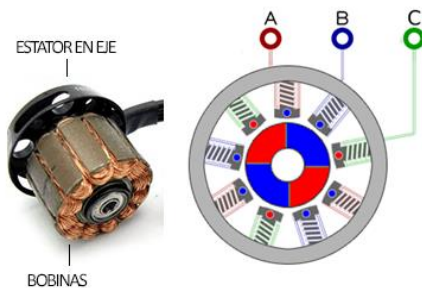


Figura 43. Motor con el rotor en el eje.

Fuente: (Llamas, 2016)

3.5.2. Aplicabilidad de Motores de acuerdo a su propósito

A continuación, se detalla un enfoque común para la selección de un tipo de motor CC sin escobillas. Asumimos que este criterio que nos presenta la tabla se puede desviar dependiendo la disponibilidad, costos y el propósito del proyecto para lo cual esta echo como se puede ver en la tabla 9:

Tabla 9.

Aplicación de diferentes motores sin escobillas para UAV.

	Avion 3D	Outrunner
Avión de entrenamiento		Outrunner
Avión Pylon Racer		Inrunner
Abanico canalizado eléctrico		Inrunner
Coche RC, camión de estadio, Monster Truck		Inrunner
RC barco eléctrico rápido		Inrunner
Bote eléctrico RC sacle		Outrunner
Drone o quadcopters, Hexacopter, Octocopter		Outrunner
Helicopter RC		Outrunner

Fuente: (Ryan, 2018)

Finalmente se pueden destacar las ventajas y desventajas de este tipo de motores, creando criterios suficientes para la selección de los mismos.

Tabla 10.

Ventajas y desventajas de motores sin escobillas.

Parámetro de comparación	Motor Inrunner	Motor Outrunner
Diámetro del campana	Menor	Más grande
Longitud de la campana	Más grande	Menor
RPM por voltio	Mayor	Inferior
Esfuerzo de torsión	Torque inferior	Mayor par
Eficiencia	Bueno	Bueno
Disipación de calor	Muy Bueno	Bueno

Fuente. Autores

Tomando en cuenta todas las especificaciones de cada uno de los motores como referencia para el proyecto UAV omnidireccional, se requieren condiciones de mayor empuje y se ha elegido un motor tipo Inrunner, que presenta características de velocidad, mayor eficiencia y con una mayor disipación de calor, condiciones que se adaptan suficientemente a las necesidades presentadas.

a. Relación Empuje Peso

Para que el UAV se mantenga en vuelo únicamente por el efecto de empuje de las hélices, la relación puede estar entre un valor de 2 y 4, siendo 2 para UAV lentos y valor de 4 para UAV rápidos, respectivamente. Se debe asegurar adicionalmente que el UAV tenga el suficiente empuje con el acelerador a medio camino, por lo tanto, esta relación será:

$$\frac{\text{Empuje}}{\text{Peso}} = 3$$

Ec. 3.7

Teniendo en cuenta que la finalidad del prototipo UAV no está enfocado a cumplir tareas de velocidad, se ha convenido escoger un valor intermedio que representa un valor parcial entre los valores conocidos, que implica que el dispositivo tendrá ventajas respecto a uno tipo lento.

b. Empuje total necesario

Conociendo el valor de relación de 3, y se prevee un peso estimado de la estructura de 1.5 Kg, se calcula el empuje total necesario, para ello es preciso tener

en cuenta que la disposición de los motores es formando un ángulo de 45°, por ésta característica el empuje total resultará afectado.

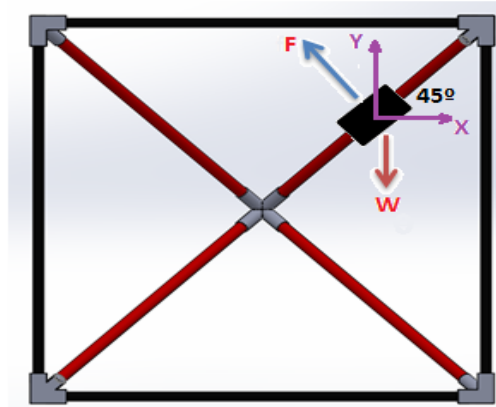


Figura 44. Inclinación de Rotores para consideraciones de empuje.

Fuente. Autores

$$\text{Empuje Total} = \left(\frac{\text{Empuje}}{\text{Peso}} \right) * \text{Peso}$$

$$\text{Empuje Total} = 3 * 1500(\text{gramos}) * \cos 45^\circ \quad \text{Ec. 3. 8}$$

$$\text{Empuje Total} = 3182 (\text{gramos})$$

En el modelo se puede acotar que el empuje se total está determinado por los 8 motores, por lo que para cada uno queda de la siguiente manera:

$$\text{Empuje de cada motor} = \frac{\text{Empuje Total}}{\text{Numero de Motores}} \quad \text{Ec. 3. 9}$$

$$\text{Empuje de cada motor} = \frac{3182 (\text{gramos})}{8}$$

$$\text{Empuje de cada motor} = 397.75 (\text{gramos})$$

Se debe seleccionar el número de KV de los motores, que deben cumplir características de acuerdo a las propiedades de empuje que se necesita lograr, para ello se ha descrito una Tabla 11 como se muestra a continuación:

Tabla 11.

Tabla de ensayos de cantidades de Kv y su aplicación.

Kv	Características
1000	Alto empuje (3.5 a 4.5 g /W) Baja Velocidad de aire
2000	Empuje Medio (2.5 a 3.5 g /W) Media Velocidad de aire
3000	Bajo empuje (1.8 a 2.5 g /W) Baja Velocidad de aire
4000	Empuje más bajo (1.5 a 1.8 g /W) Baja Velocidad de aire

Fuente. (RC Victor, 2017)

Notando las características de cada Kv que hay en el mercado se puede llegar a la conclusión que para asegurar que el UAV tenga el suficiente empuje, este vehículo móvil se elevara con particularidades de movimiento diferente por la posición mencionada de 45 grados, y su descomposición vectorial, los actuadores deberán poseer mayor empuje. Para ello se ha determinado escoger un $Kv = 1100$, debido a que es de supremo interés asegurar ésta cantidad empuje.

c. Cálculo de la potencia necesaria para el motor

Se ha calculado un $Kv = 1100$ aproximadamente se prevee un empuje de *Empuje de cada motor = 397.75 (gramos)*, lo que involucra realizar un ensayo para determinar los valores de empuje, referidos a éste motor, como muestra la siguiente Tabla 12:

Tabla 12.

Tabla de empuje para un motor de 1100KV.

Kv	W/g	W/oz
500	0.175	4.95
600	0.192	5.43
700	0.209	5.91
800	0.226	6.40
900	0.243	6.88
1000	0.260	7.36
1100	0.277	7.84
1200	0.294	8.32
1300	0.311	8.80
1500	0.345	9.76
1600	0.362	10.24

Fuente: (RC Victor, 2017).

Con el valor perteneciente a un motor de 1100KV, se puede obtener la relación potencia-empuje de acuerdo a la tabla 12 y se calcula la potencia para cada motor:

$$\frac{\text{Potencia}}{\text{Empuje}} = \frac{W}{g}$$

$$0.277 \frac{W}{g}$$

$$\text{Potencia de cada motor} = \left(\frac{\text{Potencia}}{\text{Empuje}} \right) * \text{Empuje de cada motor}$$

Ec. 3. 10

$$\text{Potencia de cada motor} = 0.277 \frac{W}{g} * 397.75 (\text{gramos})$$

$$\text{Potencia de cada motor} = 110.17 [\text{Wattios}]$$

d. Selección del motor

Conocido él $Kv = 1100$ y la $\text{Potencia} = 110.17 [\text{Wattios}]$ obtenidos en las ecuaciones y tablas anteriores, sirven para validar finalmente, un motor de acuerdo a todas las consideraciones previas se determina seleccionar el motor de la Tabla 13:

Tabla 13.

Especificaciones Motor rtf 2208 - 1100kv - serie avanzada

Peso	30 g
KV (rpm/v)	1100
Máxima Potencia	150 W
Máxima Corriente	15.5 A
Máximo Empuje	600 g
Perfecto para hélices	8, 9 pulgadas
Baterías	2-4s Li-Po



Fuente: (Ready To Fly Quads, 2015)

Con el motor seleccionado de acuerdo a los valores obtenidos se cumplen las condiciones de empuje motriz necesario para validar la selección correcta del motor

para el UAV Omnidireccional. Debido a que una de las particularidades que debe poseer un UAV, es el bajo peso y asegurar una velocidad acorde a los desplazamientos se ha optado por elegir un motor sin escobillas con excitación independiente, que garantiza un menor peso y asegura mayor eficiencia.

Maximo empuje calculado < Maximo empuje de tabla 6

397.75 (gramos) < 600 (gramos)

Maxima potencia calculada < Maxima potencia de tabla

110.17(Wattios) < 150(Watios)

Nótese de la Tabla 7, donde se verifica que al 50 % de aceleración (Trottle), cada motor es capaz de producir 342 gramos de empuje.

*Empuje motriz al 50% = Empuje al 50% * Numero de motores * cos 45°*

*Empuje motriz al 50% = 342 * 8 * cos 45°*

Empuje motriz al 50% = 1934.64 (gramos)

Este valor indica que se puede volar inclusive a mitad de aceleración, esto implica que en ese punto el conjunto motor es capaz de elevar la estructura y sus componentes, ya que al menos se necesitaría de 1500 gramos de empuje que es equivalente al peso referente al UAV y se evidencia que claramente sobrepasa este valor e inclusive es mayor que 1800 gramos que ha sido aceptando anteriormente un factor de carga del 20%.

3.5.2. Controlador de velocidades (ESC)

Es un dispositivo que se usa para controlar la velocidad del motor o las rpm, a la vez usa la misma señal de control provista por el receptor y usada para controlar motores eléctricos.

Con los datos ya establecidos de voltaje (Voltios o V) y Amperaje (A) de la Tabla 13 para el motor seleccionado.

Voltaje maximo = 14.8 [V] ≈ 4s

Corriente maxima = 15.5 [A]

Para garantizar el buen funcionamiento del ESC, se debe tomar un factor de protección de al menos 20 % más alta que el amperaje máximo del motor seleccionado de modo que se garantice una corriente mayor para este propósito.

$$\text{Factor de corriente}_{motor} = 1.2$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx \text{Corriente maxima}_{motor} * \text{Factor de corriente}_{motor} \quad \text{Ec. 3. 11}$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx 15.5 * 1.2$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx 18.6$$

La corriente calculada maximizada permitirá al controlador trabajar a menor temperatura, así prolongando la vida útil del mismo. Tener en cuenta que, si el ESC se sobrecalienta, usualmente cortara la energía al motor, dejando solo la energía necesaria para el control del avión.

Otro Aspecto a tomar en cuenta para escoger el ESC adecuado es que permita manejar el voltaje que requiere el motor o la batería que se usará teniendo básicamente dos tipos de ESC, con BEC y SIN BEC (Battery eliminator Circuit o Eliminador de la batería). El BEC es originalmente un regulador, el cual recibe energía de la batería y repone una salida constante de corriente a los motores y al receptor.



Figura 45. Algunos tipos de ESC.

Fuente. (Oscar Liang, 2018)

Puesto en consideración los tipos en la figura 45 sin duda hay una diferencia considerable en tamaños y pesos de los ESC con y sin BEC y también en el consumo de energía, por lo que para nuestro propósito del proyecto lo que se ajusta mejor es un ESC sin BEC.

a. Firmware ESC

El firmware es un control reiterativo que ésta presente en estos dispositivos, determinando el rendimiento y proporcionando protocolos adecuados para la comunicación con la tarjeta de control, dependiendo de la compatibilidad con la interfaz a usarse, se han desarrollado ampliamente en los últimos años y se pueden distinguir dos tipos de firmware, siendo más comunes Simonk y BLHeli. De los cuales se ha optado por Simonk permite cambio de giro, esta característica permitirá ampliamente mayores características de desplazamiento, además es compatible con ATMEL mientras BLHeli tradicionalmente usan SILABAS.

Tabla 14.

Características ESC 20 Amperios.

ESC 20 A con Simonk	
Corriente	20 Amperios
Corriente Pico	22 Amperios
Tasa de Salida PWM	18 KHz
Señal de frecuencia de referencia	20-500 Hz
Salida de frecuencia PWM	18 KHz
Programa de aplicación	Simonk
Batería	2-4s
BEC	No
Permite Inversión de giro	Si
Tamaño	23*12*45 mm
Peso	7.6 gramos.

Fuente: (Dongguan Yinyan Electric Tech. Ltda, 2012)

Para seleccionar los ESC adecuadas se verifica la corriente calculada anteriormente 18.6 Amperios, pero se analizará este consumo con las pruebas de empuje motriz. Teniendo una ESC de 20A, con las características mostradas en la Tabla 14.

El ESC seleccionado posee un peso más ligero, y disminuye el riesgo por sobrecalentamiento, por lo mismo carece de BEC gracias a ello se aseguran características óptimas para la implementación incluyendo la inversión de giro para motores.

3.5.4 Hélices

Para seleccionar la hélice es importante hallar un punto de equilibrio entre el tamaño y el grado de inclinación que lleva consigo la hélice (Paso).

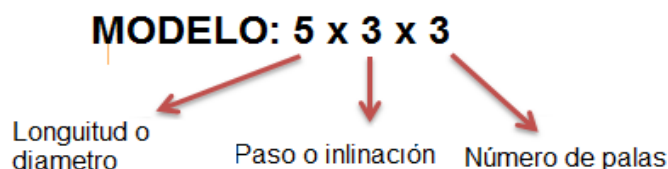


Figura 46. Características de numeración de las hélices.

Fuente. Autores

El material elegido será liviano y de bajo costo, el número de palas se elegirá de acuerdo al empuje calculado y requerido para que el sistema sea eficiente, se podrá seleccionar palas de dirección normal, invertidas y simétricas que favorecerán al montaje y ajuste, totalmente se excluyen las que tienen actuadores externos ya que no es la finalidad de este proyecto

Tabla 15.

Características de las hélices.

Material	Número de palas	Sentido de giro	Movilidad
Hélices de madera, Hélices de Materiales Sintético como el plástico, ABS, fibra de carbono y hélices Metálicas que están prohibidas por su alta peligrosidad.	Hélices monopalas, Hélices Bipalas, Hélices Tripalas, Hélices de más de tres palas	De paso normal y hélices de paso invertido (simétricas)	Hélices de paso variable y Hélices replegables
Comentario: Se tendrá en cuenta materiales con una alta resistencia a choques que podrá suceder en cualquier instancia	Comentario: Las hélices con un número mayor son para aplicaciones que requieran un mayor empuje.	Comentario: Se conoce que los sentidos de giro se realizan en sentido horario y anti horario partiendo desde ahí las hélices invertidas y simétricas es una alternativa a modificar el empuje según lo que se requiera	Comentario: Son hélices caracterizadas que puede modificar su paso mediante un actuador externo como un servo

Fuente: (Villegas, 2018)

3.5.3. Resultado del análisis

Por las características presentadas se selecciona una hélice grande con un paso corto como se indicado en la Tabla 15 con Bipalas y de policarbonato. Una hélice de un tamaño considerable para nuestro caso 8 pulgadas como nos sugiere el proveedor y de un paso 4,5 se tendrá un área mayor de acción lo que genera mayor empuje, al tener un paso corto de 4,5 consiguen mover una mayor cantidad de aire estable y con buena eficiencia como se ha verificado, el material asegura que será resistente al impacto por las propiendas del policarbonato Tener en cuenta que para el propósito del proyecto las hélices deberán ser hélices de paso normal e invertidas (simétricas) para ajustarse a un vuelo omnidireccional.

3.5.4. Hélice seleccionada

De manera que se necesita conseguir características de movimiento Omnidireccional ha sido conveniente seleccionar una hélice de tipo 3d, que permitirán garantizar un tipo de vuelo holonómico. Los detalles de la hélice se detallan a continuación Tabla 16:

Tabla 16.

Hélices 3D

Características de la hélice

	
Longitud o diámetro	8 pulgadas
Paso	4.5 pulgadas
Eje	5,8 mm
Material	Policarbonato
Rotación	Horario y Anti horario
Peso	10 gramos

Fuente. (GetFPV, 2018)

3.5.6. Tarjeta de Control

La tarjeta de control es el elemento matriz del UAV Omnidireccional, éste debe poseer características de robustez, rapidez de procesamiento, además de ser adaptable a los demás periféricos y permitir la conectividad con plataformas de comunicación.

Dentro de éste contexto se pueden identificar dos grandes fabricantes con sus características para ello será importante conocer todas las características que garantizarán el desempeño óptimo del sistema tanto en velocidad de procesamiento, como en la duración y al mismo tiempo coste económico, para ello se verificarán as características más relevantes en la Tabla 17:

Tabla 17.

Algunas características para la selección de la tarjeta

Tarjetas Comerciales con piloto automático		
3DR o Genérico Pixhawk	APM Ardupilot Mega	Naza DJI
		
Nace como un proyecto independiente de hardware abierto, es un hardware de alta calidad para piloto automático, enfocado a aplicaciones académicas y de desarrollo	Tiene una IMU profesional, usual para aviones de ala fija, multirrotores y helicópteros tradicionales, tiene características de propia estabilización, no se enfoca en el desarrollo, basado.	Pionero en el desarrollo de tecnología enfocada a RPAS, fácil configuración, extremadamente estable, facilidades de configuración.
Precio: Módico enfocado a sectores de desarrollo, plataforma dedicada Mission Planner.	Precio; Bajo, posee variedades de modo de vuelo adaptable a todos los tipos de UAV.	Precio: Alto costo, debido a las facilidades, precisión y tipos de configuraciones

Fuente: (Robu.In, 2018)

Tomando los criterios de selección, entre las tarjetas más populares hasta la actualidad en el Mercado se considera realizar una comparación para fundamentar la elección en la Tabla 18

Tabla 18.*Características técnicas para la selección de la tarjeta*

Parámetros	Pixhawk 2.4.8	APM 2.8	Naza M V2
Núcleo	Arm Cortex/ 168mhz	Atmega2560/ 16mhz	Privado
Procesador	32 BITS	8 Bits	32 Bits
Precio	\$ 60	\$ 60	\$ 300
Numero de Puertos	8	8	9
Programación	Avanzado	Avanzado	Fácil
Firmware	Libre	Libre	Independiente
Hardware	Libre	Libre	Basado en la plataforma NAZA V1; sin capacidad de extensión
Plataforma de control	Mission Planer	Mission Planner	Base light
Modos de vuyelo	14	14	5
Multi_rotor Soport	4 tipos de vehículo soportados (carro, barco, avión y multirrotor, tri quad, hexa, octorotor)	4 tipos de vehículo soportados (carror, barco, avión y multirrotor, tri quad, hexa, octo-rotor)	Quadotortor I4, X4 hexagonal I6, X6, IY6, Y6 Octo-rotor I8 , V8 , X8

a. Conclusión

El procesador Arm Cortex/ 168mhz 32 BITS es más rápido y con mayor capacidad de respuesta que el Atmega2560/ 16mhz 8 Bits, lo que también nos muestra la Tabla 18, teniendo menor capacidad de almacenamiento y ésta susceptible a menos actualizaciones de firmware, tomando en cuenta que el desarrollo de la tarjeta Pixhawk 2.4.8 es una la evolución de la APM 2.8 realizado por la empresa 3DR, que tienen una plataforma de control llamada Mission Planner para configuración y programación, también ostentan igual cantidad de modos de vuelo sin olvidar que uno de los propósito del UAV es realizar un dron de bajo costo y que este a la vanguardia con las distintas actualizaciones en los firmware.

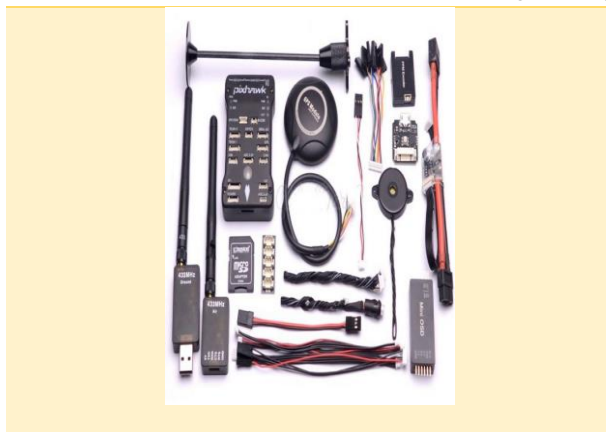
La elección tomada para nuestro particular caso es la tarjeta controladora de vuelo Pixhawk 2.4.8. La cual se presentarán completamente todas las especificaciones y las características técnicas de las otras tarjetas en Anexos.

Tabla 19.*Características técnicas Pixhawk4***Pixhawk 2.4.8**

Característica	Especificación
Procesador	Núcleo ARM Cortex M4 de 32 bits con FPU 168 Mhz / 256 KB RAM / 2 MB Flash Co-procesador a prueba de fallos de 32 bits
Sensores	MPU6000 como principal aceleración y giro Giroscopio ST Micro de 16 bits ST Micro acelerador de 14 bits / brújula (magnetómetro) Barómetro MEAS
Poder	Controlador de diodo ideal con conmutación por error automática Servo rail de alta potencia (7 V) y preparado para alta corriente Todas las salidas periféricas protegidas contra sobre corriente, todas las entradas protegidas contra ESD
Interfaces	5 puertos serie UART, 1 capacidad de alta potencia, 2 con control de flujo HW Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X Entrada por satélite Entrada de Futaba S.BUS (salida aún no implementada) Señal de suma PPM Entrada RSSI (PWM o voltaje) I2C, SPI, 2x CAN, USB Entradas ADC de 3.3V y 6.6V
Dimensiones	Peso 38 g (1.3 oz) Ancho 50 mm (2.0 ") Altura 15.5 mm (.6 ")
Longitud	81.5 mm (3.2 ")

Fuente: (Robu.In, 2018)

Para la implementación del presente proyecto se considera incluir el kit referente a la tarjeta que se muestra a continuación Tabla 20, determinando además la selección de elementos que permitirán su funcionamiento adecuado:

Tabla 20.*Kit Pixhawk4 para implementación***Kit Pixhawk 2.4.8****Elementos:**

- 1 Pixhawk 2.4.8 32 bit Flight Controller
- 1 GPS M8N
- 1 Telemetría 3DR 433MHz
- 1 Conjunto anti vibración para tablero
- 1 Mini USB cable
- 3 Cables de conexión
- 1 Adaptador de tarjeta micro SD TF
- 1 Soporte GPS
- 1 Botón de seguridad
- 1 Buzzer
- 1 Distribuidor de voltaje
- 1 8GB MicroSD

Fuente: (BidorBuy, 2018)


3.5.7. Circuito regulador

Es conveniente manejar un nivel de tensión adecuado que precautelen la vida útil de los elementos por tanto es indispensable contar con un regulador XT60, que permitirá el correcto suministro de energía hacia la tarjeta.

Tabla 21.

Regulador de tensión

Regulador de voltaje XT60

Modelo	Características
	<p>Conectores tipo XT-60 Voltaje Máximo 30V Corriente máxima 90 Amp. Salida regulada: 5.3V a 3 Amp. Máx. Peso: 25 gramos incluido cables</p>

Fuente: (ElectronicaRC, 2018)

3.5.8. GPS

El sistema de posicionamiento es fundamental en cualquier clase de vehículo que presente características de autonomía, siendo un sistema de navegación apropiado para ubicar y localizar el UAV en punto de referencia.

Este sistema de geo localización permite conocer la altura y posición en el espacio físico que se encuentre, de tal manera que ayudará a cumplir misiones de vuelo denominado Waypoints de forma autónoma con determinadas características de precisión.

El módulo GPS que incorporan ciertos drones permite a los pilotos establecer una ruta e indicarle al UAV que la siga. Para ello basta con indicar los puntos por los que debe pasar el drone normalmente desde la emisora de control y pulsar el botón de inicio de vuelo.

Tabla 22.*Módulo GPS especificaciones***Módulo GPS**

Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Módulo Ublox Neo-M8N ▪ Receptor tipo 72 canales u-blox M8 ▪ GPS / QZSS L1 C / A, GLONASS L10F, BeiDou B1 ▪ Sensibilidad de navegación de -167 dBm, líder en la industria ▪ Precisión de posición 2.0 m CE ▪ Tasa de actualización de navegación hasta 10 Hz ▪ Arranques en frío: 26s ▪ Antena parche de cerámica 25 x 25 x 4 mm. ▪ Batería de respaldo de litio recargable de 3V ▪ Regulador de bajo ruido 3.3V ▪ Indicadores LED de alimentación y reparación. ▪ Estuche protector ▪ Diámetro 60mm tamaño total, 32 gramos con estuche. ▪ Solo memoria ROM

Fuente: (Hellas digital, 2018)

3.5.9. Telemetría


Permite las mediciones de las magnitudes físicas a considerables distancias, para el posterior envío de estos datos a una estación de control en tierra. Dicha transmisión es de forma inalámbrica, y se realiza mediante los siguientes elementos:

- Un Transductor
- Un transmisor
- Procesamiento de señales
- Dispositivo de grabación o visualización de datos

El transductor convierte la señal física del medio a una señal eléctrica la cual se transmite vía radio frecuencia para el manejo posterior de estos datos, este módulo me permite monitorear remotamente todos los estados del vehículo que está en pleno vuelo esto queda detallado debidamente en la Tabla 23.

Tabla 23.*Sistema de telemetría*

Sistema de telemetría

Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Banda: 915MHz ▪ Conectores de antena: Conector RP-SMA ▪ Potencia de salida: 100mW (20dBm), ajustable entre 1-20dBm ▪ Sensibilidad: -117dBm sensibilidad ▪ Interfaz: TTL estándar TTART ▪ Compatibilidad con LBT y AFA Estado del firmware de fuente abierta ▪ Estado de la conexión: indicadores LED ▪ Peso neto: 57g / 2.01oz

Fuente: (3DRobotics, 2013)

3.5.10. Batería

La batería es el elemento que proporciona la energía al sistema se ha determinado implementar una batería de 4 celdas (4s) ya que se requiere la máxima cantidad de revoluciones por voltaje debido a que una batería 4s proporciona 3.7 Volts por cada celda, por lo que se espera un voltaje mínimo de 14.8 Volts.

**Figura 47.** Características de una batería Lipo.

Fuente: (RC Victor, 2017).

Para la selección de batería se debe conocer la corriente máxima generada por el UAV en vuelo recordando además que será una corriente instantánea que se requerirá para despegue, corregir posición en algunos casos y aumentar la velocidad si fuere necesario. La constante de descargar es un valor que me indica la razón de entrega de corriente al sistema durante un periodo de tiempo y viene expresada en

Coulomb [C]. Como detalla la Tabla 7 La corriente máxima del Motor es 15.5 y se calcula multiplicando por el número de motores que hay en el sistema.

$$I_{\text{maxima de consumo de motores}} = I_{\text{max motor}} * \text{Numero de motores}$$

$$I_{\text{maxima de consumo de motores}} = 15.5 [A] * 8$$

$$I_{\text{maxima de consumo de motores}} = 124 [A]$$

Con este dato de corriente máxima será el principal valor que condiciona a mi sistema a seleccionar una batería que me pueda generar en momentos picos 124 [A]

La corriente máxima de una batería Li-Po es un valor que indica la corriente entregada en un tiempo corto, y que no está presente constantemente durante el funcionamiento del sistema

La fórmula para calcular la corriente máxima de una batería LiPo de acuerdo a (Morales, 2018) es:

$$I_{\text{maxima de descarga de la baterua}} = \text{Capacidad Descarga Maxima [C]} * \text{Capacidad de la bateria[A]}$$

Tabla 24.


Comparación de baterías

Parámetros	Tattu Bateria	GARTT Batería YPG	Turnigy nano-tech
Capacidad de batería	1800mA	1800 mA	1800
Constante de descarga máximo	75 C	70 C	70 C
Número de celdas	4S	4S	4S
Corriente de descarga	135	126	126
Peso	198 gramos	226 gramos	207gramos
Dimensiones	90 x 33 x 30 mm	106 x 34 x 26 mm	103 x 35 x 29 mm
Costos	\$ 39,69	\$ 34,69	\$ 23,50

Tomando en cuenta el poco espacio disponible y el poco peso que se desea adicionar ajustándose a un presupuesto módico se elige la batería GARTT Batería YPG ya que ofrece una descarga continua de 35 C lo que mejorara la autonomía del vuelo

Tabla 25.

Batería YPG 35C descarga

Batería YPG	
Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Voltios: 14,8 V. ▪ Capacidad: 1800 mAh. ▪ Configuración de celdas: 4S. ▪ Capacidad Descarga continua: 35 C. ▪ Capacidad Descarga máxima: 70 C ▪ Máximo voltios por celda: 4,2 V. ▪ Tasa de carga: máximo 5 C con equilibrio. ▪ Calibre de alambre: alambre de silicona suave y flexible resistente al calor. ▪ Tipo de enchufe: XT60. ▪ Dimensiones: 106 × 34 × 26 mm (0 - 3 mm de diferencia). ▪ Peso: 226 g ± 2 g.

Fuente. (TPGTT, 2012).

Para obtener datos extras de la batería se necesita realizar cálculos previos para considera la corriente máxima de descarga y potencia máxima generada por hora, con los datos presentados anteriormente de la siguiente forma.

$$I_{\text{máxima de descarga de la batería}} = 70 * 1800 \text{ mA} * \frac{1A}{1000 \text{ mA}}$$

$$I_{\text{máxima de descarga de la batería}} = 126 \text{ [A]}$$

La potencia máxima que me suministra la batería está dada por la formula.

$$P = V_{\text{max}} * I_{\text{capacidad de la batería}}$$

El voltaje máximo se calcula multiplicando el número de celdas por la capacidad de carga que cada celda nos permite

$$V_{\text{max}} = \text{Numero de celdas} * \text{Máximo voltios por celda}$$

$$V_{max} = 4 * 4.2$$

$$V_{max} = 16,8 [V]$$

Remplazando con el valor obtenido tenemos:

$$P_{bateria} = 16.8 [V] * 1800 mA * \frac{1A}{1000 mA}$$

$$P_{bateria} = 30,24 [W/h]$$

Por lo tanto, la batería genera 30.24 Wattios por Hora

a. Tiempo de Vuelo

Para calcular el tiempo de vuelo es necesario calcular potencia máxima de consumo de los motores para después hacer una relación entre el valor que entrega la batería y lo que se requiere para el sistema

$$P_{maxima /c.motor} = V_{max} * I_{maxima motor}$$

$$P_{maxima /motor} = 16.8 [V] * 15.5 [A]$$

$$P_{maxima /motor} = 260.4 [W]$$

Este valor de 260.4 [W] es la potencia que consume un solo motor, por lo que tendremos que multiplicar por el número de motores existentes en el UAV.

$$P_{total del sistema} = P_{maxima /motor} * Numro de motores$$

$$P_{total del sistema} = 260.4 [W] * 8$$

$$P_{total del sistema} = 2083.2 [W]$$

Conociendo los valores de Consumo del sistema por los motores (despreciando las partes electrónicas) y lo que me genera la batería por hora se realiza la siguiente relación para poder alcanzar un tiempo de vuelo a plena carga

$$T_{vuelo} = \frac{P_{bateria}}{P_{total del sistema}}$$

$$T_{vuelo} = \frac{30.24 [W/h]}{2083.2 [W]} * \frac{3600 \text{ segundo}}{1 \text{ hora}}$$

$$T_{vuelo} = 52.258 \text{ segundos}$$

Sabiendo que el tiempo de vuelo se calculó con valores máximos o a máxima carga, la cual no estará presente constantemente, y recordando las especificaciones de la batería tiene una constante de descarga continua de 35 C lo que nos hace referencia que, estará continuamente entregando al sistema 63 [A] que se detalla en la siguiente relación:

$$I_{\text{continua de descarga de la baterua}} = 35 * 1800 \text{ mA} * \frac{1A}{1000 \text{ mA}}$$

$$I_{\text{continua de descarga de la baterua}} = 63 [A]$$

Se puede asumir que El tiempo calculado a máxima carga no es un tiempo que se ajusta a la realidad puesto que la batería estará entregando continuamente 63 [A] por lo que es necesario multiplicar por 1.5 tomando en consideración que la corriente de descarga continua es casi la mitad de la corriente máxima de descarga y así obtener un valor más cercano a nuestras condiciones que luego será comprobado en el Capítulo número 5.

$$T_{vuelo \text{ real}} = T_{vuelo} * 1.5$$

$$T_{vuelo} = 52.258 \text{ segundos} * 1.5$$

$$T_{vuelo} = 78 \text{ segundos} \approx 1.3 \text{ minutos}$$

Para esto se dispone comprar dos baterías así aumentando la independencia a 3 minutos como máximo, esta autonomía es suficiente para realizar pruebas de vuelo que tendrá el UAV de autonomía pero alcanzara para conocer el desplazamiento, y conocer los movimientos que tendrá ésta estructura, enfocados a conocer el comportamiento de ésta nueva morfología de UAV, permitiendo que el actual proyecto sea susceptible a mejorarse con las nuevas tecnología que se están implementando con nuevos materiales y a medida que se decida incrementar la capacidad de batería.

3.5.5. Radio Control

El radio control permite realizar el vuelo manual en el UAV el mismo que cuenta con dos partes un emisor y un receptor el cual para poder controlar el vuelo del UAV es necesario que cuente con al menos cuatro canales para realizar movimientos básicos en pleno vuelo (aceleración, Yaw, Pitch y Roll).

- **Emisor:** Es un dispositivo electrónico que es manipulado por el piloto, para enviar los diferentes movimientos en pleno vuelo según la destreza del mismo.
- **Canales:** Se puede considerar que son el número de movimientos que se puede transmitir a nuestro UAV o también cuantas acciones se pueden controlar individualmente.
- **Receptor:** Es un dispositivo electrónico que recoge las ordenes que el conductor dirige a partir de un emisor.






Figura 48. Radiocontrol y receptor.

Fuente: (Flysky, 2018).

Para la realización del proyecto se ha escogido el radio control más compacto, ideal para cualquier modelo y más popular en el mercado, de la familia FLYSKY FS – i6. El control cuenta con algunas interfaces de comunicación por lo que es muy versátil a la hora de elegir el medio de transmisión ya que cuenta con protocolos como I-Bus, S-Bus y PWM Para ello se procederá a detallar en la Tabla 26 el modelo específico a implementar.

Tabla 26.

Tabla comparativa de receptores.

Parámetros	Flysky FS-I6X con X6B i-bus	Flysky FS-I6X con FS – IA6B	Flysky FS-I6S con FS – IA10B
			
Alcance	500 metros	500 metros	500 metros
Número de canales	10	6	10
Modo de comunicación (receptor)	PWM – PPM – I-BUS	PWM – PPM	PWM – I-Bus
Frecuencia	2.4 Ghz	2.4 Ghz	2.4 Ghz
Costo	\$ 50	\$ 56	\$64

Fuente. (Frsky, 2018)


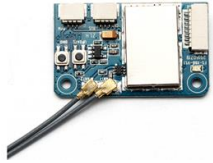
a. Conclusión

El receptor X6B i-bus es el más adecuado para conseguir una compatibilidad en comunicación con la tarjeta de vuelo Pixhawk 2.4.8 ya que presenta tres formas de comunicación PWM – PPM y I – BUS lo que garantiza la comunicación del receptor y la tarjeta controladora de vuelo. Además de su buen precio y la aplicabilidad que se le va a otorgar al UAV no siendo necesario un emisor que tenga un alcance excesivo.

b. Características Técnicas del Radio Control

El radiocontrol y las características del receptor se detallan a continuación en la Tabla 27, ofrece un alcance considerable de al menos 500 metros, posee de seis a diez canales, lo que garantiza poder incorporar en un futuro una cámara que se pueda mover, un sistema fumigador que desprenda desde el aire químicos o que se le dé otras aplicaciones al UAV.

Tabla 27.*Características técnicas de emisor y receptor.*

Modelo	Emisor Flysky FS-i6X 2.4GHz	Receptor X6B i-bus
Presentación		
Características	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Marca: FlySky ▪ Artículo: FS-i6X transmisor RC ▪ Canal: 6-10 (Predeterminado 6) ▪ Tipo de modelo: Ala fija / planeador / Helicóptero ▪ Rango de RF: 2.408-2.475GHz ▪ Potencia de RF: <20dBm ▪ Canal de RF: 135 ▪ Anchura de banda: 500KHz ▪ 2.4GHz sistema: AFHDS 2A / AFDHS ▪ Tipo de modulación: GFSK ▪ Resolución de palo 4096 ▪ Advertencia de baja tensión: <4.2V ▪ Puerto DSC: puerto PS / 2 PPM ▪ Cobro: No ▪ Longitud de antena: 26mm (Dual antena) ▪ Peso: 392g ▪ Energía: 6V DC 1.5AA * 4 ▪ Pantalla: STN transreflectiva pantalla, LCD 128x64 Lattice, VA 73x39mm, LCD con retroiluminación blanca ▪ Tamaño: 174x89x190mm ▪ Actualización en línea: Sí ▪ Color: Negro ▪ Certificado: CE0678, FCC ID: N4ZFLYSKYI6X 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Marca: FlySky ▪ Artículo: X6B i-BUS receptor ▪ Canales: 6 (PWM), 8 (PPM), 18 (i-BUS) ▪ Tipo del modelo: Multi-Totor ▪ Rango RF: 2.408-2.475 GHz ▪ Peso de marca : 500KHz ▪ Número de bandas: 135 ▪ Potencia de RF: Menos de 20 dBm ▪ Sensibilidad de RX: -95dBm ▪ Protocolo de 2,4 GHz: AFHDS 2A ▪ Tipo de modulación: GFSK ▪ Palo resolución: 1024 ▪ Puerto DSC: PPM / PWM / i-BUS ▪ Longitud de antena: 93mm (Dual antena) ▪ Potencia de entrada: 4.0-8.4V ▪ Actualización en línea: Sí (Inalámbrica) ▪ Rango:> 300m ▪ Peso: 4.5g ▪ Tamaño: 36 * 22 * 7.5mm ▪ Puerto i-BUS: Sí

Fuente: (Frsky, 2018)

3.5.6. Plataforma Mission Planner

La aplicación Mission Planner se puede emplear como un servicio de configuración o como un complemento de control para su vehículo manual o

autónomo. Funciona como una estación de control en tierra y permite su funcionamiento de dos modos de acuerdo a la Tabla 28.

Tabla 28.

Características de MP como estación de Control.

Mission Planner 1.3.58



Sin telemetría	Con telemetría
Configuraciones y ajustes para un mejor rendimiento	Registros de telemetría que contienen mucha más información que los registros del piloto automático a bordo
Planificaciones de misiones autónomas en su piloto automático con una simple entrada de way-point de apuntar y hacer clic en Google u otros mapas.	Supervisar el estado de su vehículo mientras está en funcionamiento.
Análisis en los registros de misiones creados por su piloto automático que posteriormente son recopilados	Maniobras en su vehículo en FPV (vista en primera persona)
El control del estado de su vehículo mientras está en operación	Análisis y registros en telemetría

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

a. Estación de control de tierra de Mission Planner

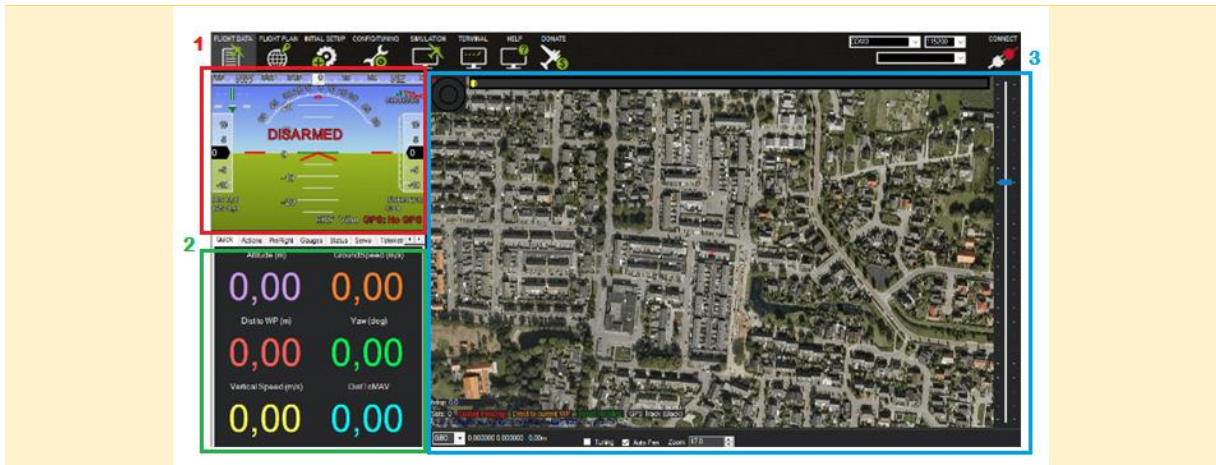
La estación en tierra permite monitorear constantemente el UAV en vuelo, llevando el registro constante de datos de velocidad, voltaje, corriente, altitud, entre otros, además permite conocer alertas de emergencia que podrían poner en riesgo el sistema, asimismo podemos identificar los tres entornos de navegación como se muestra en la Tabla 29.

Las estaciones en tierra ayudan con una alta tecnología a mantener en óptimas condiciones de operatividad a la plataforma UAV que se desee implementar, sin embargo no es tan indispensable ya que existen algunas aplicaciones que proveen en tiempo real los valores de las variables involucradas en un vuelo típico.

Tabla 29.

Entornos de Interacción de Mission Planner.

Mission Planner



Entornos de Interacción con el Usuario

1. Pantalla de datos de vuelo
2. Registro de datos (velocidad, distancia, altitud e inclinación)
3. Pantalla de vuelo con GPS

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

b. Pantalla de datos de vuelo

La pantalla de datos de Mission Planner aparecerá después de ser conectado vía USB o telemetría, en la estación terrestre y ayudará a interpretar datos de las condiciones en cual se está ejecutando el vuelo del UAV, por lo cual es muy importante conocer los puntos de aviso que nos ofrece el software ir mejorando el rendimiento del vuelo.

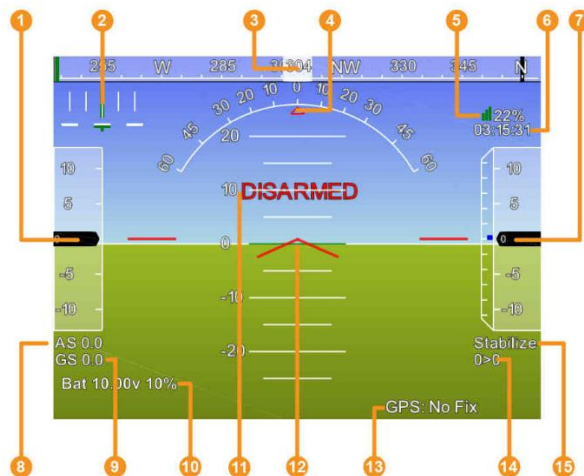


Figura 49. Indicadores de Vuelo.

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

Se distinguen los siguientes indicadores:

1. Velocidad del aire (velocidad de avance si no se ha instalado un sensor de velocidad del aire)
2. Error de crosstrack y velocidad de giro (T)
3. Dirección de rumbo
4. Ángulo del banco
5. Conexión de telemetría inalámbrica (% paquetes malos)
6. Hora de GPS
7. Altitud (barra azul es la tasa de ascenso)
8. Velocidad del aire
9. Pista de velocidad
10. Estado de la batería
11. Horizonte artificial
12. Actitud de la aeronave
13. Estado del GPS
14. Número de waypoint actual > Distancia al waypoint
15. Modo de vuelo actual

c. Pantalla de datos de vuelo con GPS

La ventana de vuelo con GPS, presenta siempre y cuando tengamos incorporado un sistema de navegación y un acelerómetro externos, lo que hace más participativa la simulación del vuelo del sistema ya que se puede presenciar la trayectoria, también se notan algunos puntos de aviso que ofrece la pantalla, para poder mantener el monitoreo continuo del sistema UAV, y mantener el control a todo momento de la ubicación y posicionamiento de la plataforma, razón por la cual el GPS juega un papel importante en condiciones de vuelo abierto o de campo, los detalles se pueden verificar en la Figura 50.

La pantalla de vuelo crea una interfaz usuario –UAV para que sea más interactivo el vuelo en tiempo real, así alcanzando satisfactoriamente las rutas previamente seleccionado o los modos de vuelo preestablecidos.



Figura 50. Pantalla de datos de vuelo.

Donde se pueden verificar los siguientes datos:

1. Encabezamiento actual
2. Rumbo previsto
3. Línea directa al punto actual
4. Giro deseado
5. seguimiento de trayectoria de UAV
6. Reporte de Altitud del GPS
7. dirección de viaje reportada por GPS
8. Altitud
9. Longitud
10. Latitud.

d. Características de peso del conjunto

Debido a que una de las particularidades que debe poseer un UAV, es el bajo peso y asegurar una velocidad acorde a los desplazamientos se ha optado por elegir un motor sin escobillas con excitación independiente, que garantiza un menor peso y asegura mayor eficiencia y finalmente estimar el peso de acuerdo a sus componentes:

Tabla 30.

Peso de los componentes de UAV.

Componente	Cantidad	Peso total (gramos)
Motor Eléctrico	8	240
Hélices	8	80
ESC	8	60.8
Batería Lipo 1800 mAH	1	226
Regulador de voltaje	1	25
Conectores	24	90
Cables	-	80
Estructura del dron	1	600
Tarjeta controladora	1	38
Receptor de radio Frecuencia (RC)	1	20
GPS	1	40
Peso total Estimado		1499.8

3.6. Análisis estático

En éste caso el diseño estará sometido a una carga repentina o de choque que resulta con mayor magnitud que cualquier tipo de carga estática producida por el peso característico de los elementos electrónicos propios del UAV, siendo por éste motivo que se ha considerado únicamente tomar en cuenta el análisis de impacto.

3.6.1. Descomposición vectorial de fuerzas y reacciones en los apoyos:

Las reacciones en cada nodo se muestran de manera tridimensional siendo las tres componentes ortogonales entre sí, y es esencialmente, la fuerza o masa considerada de diseño que se dispone en sentido vertical. Como muestra la Figura 51.

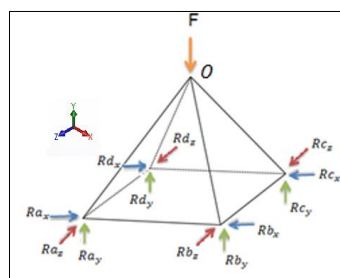


Figura 51. Descomposición vectorial de fuerzas y reacciones el elemento de análisis.

De acuerdo a las ecuaciones de equilibrio estático, la armadura debe cumplir las ecuaciones básicas de equilibrio, tanto para valores de fuerzas como de momentos:

$$\sum F_x = 0; \sum M_x = 0; \quad \text{Ec. 3. 12}$$

$$\sum F_y = 0; \sum M_y = 0; \quad \text{Ec. 3. 13}$$

$$\sum F_z = 0; \sum M_z = 0; \quad \text{Ec. 3. 14}$$

En base al análisis anterior se puede concluir que la armadura es estáticamente indeterminada ya que existen 12 reacciones y únicamente seis ecuaciones para solucionar el sistema. Donde la armadura consta de 4 juntas, 8 barras y 12 reacciones, de manera que se debe determinar la estabilidad y tratar de verificar los siguientes enunciados:

$b+r < 3j$ armadura inestable
 $b+r < 3j$ estáticamente determinada –comprobar estabilidad
 $b+r < 3j$ estáticamente indeterminada –comprobar estabilidad

Figura 52. Criterios de estabilidad en una armadura espacial.

Fuente. (Hibbeler R. C., 2012)(p.243)

j :Número de juntas=4.

b :Número de barras=8.

r :Número de reacciones=12.

Donde:

$$b + r > 3j \quad \text{Ec. 3. 15}$$

$$8 + 12 > 3 * (4)$$

$$20 > 12$$

La armadura es estáticamente indeterminada pero se puede manifestar que las reacciones en los soportes mantienen el conjunto en equilibrio, lo que implica que es estable internamente y además se ha verificado por inspección, que los elementos

no se pueden desplazar ni moverse respecto a las otras juntas lo que garantiza que la armadura es también estable externamente, (Hibbeler R. C., 2012, p.120) , por lo que finalmente se concluye que éste tipo de armadura permitirá realizar un análisis de componentes de fuerza, siendo que ésta estructura corresponde a un cubo teórico que se encuentra en el espacio, siendo que los ángulos correspondientes α , β , γ ; son 45° , tanto en las caras como en las proyecciones que se generan.

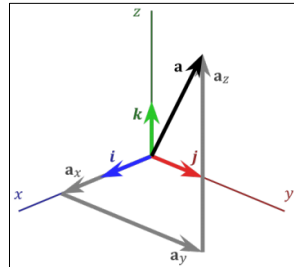


Figura 53. Vectores orto normales producto de las reacciones en los nodos.

Fuente. (Junquera, 2018)

Se ha comprobado un arreglo orto normal de vectores en el espacio tridimensional que son las reacciones generadas en los nodos de la armadura, debido a que estas reacciones son perpendiculares entre sí, y cuyo módulo corresponderá a la fuerza axial para el elemento diagonal. Tomando en cuenta el criterio del autor (Hibbeler R. , 2010) los cosenos directores de un vector tridimensional puede verse.

$$\cos \alpha = \frac{A_x}{A} \quad \cos \beta = \frac{A_y}{A} \quad \cos \gamma = \frac{A_z}{A}$$

Figura 54. Cosenos directores de un vector tridimensional.

Fuente: (Hibbeler R. , 2010)

Se ha mencionado que el cubo delimitará los correspondientes ángulos directores, α , β , $\gamma = 45$, al tratarse de una figura cúbica regular los ángulos son los mismos, y se ha podido precisar que las reacciones en los nodos tienen la misma magnitud, respecto a una fuerza vertical que actúe de manera equitativa en dirección al eje y.

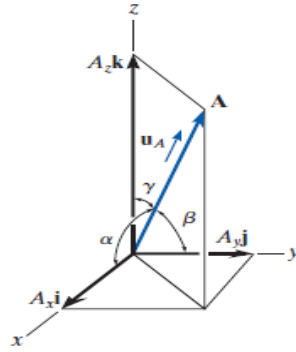


Figura 55. Cosenos directores de un vector tridimensional.

Fuente. (Hibbeler R. , 2010)

Por todas estas propiedades se podría ultimar que las reacciones generadas en los apoyos son distribuidos de forma equilibrada y las reacciones R_x , R_z , y R_y son iguales entre si, en cada nodo. De acuerdo a la ecuación de equilibrio en el eje vertical.

$$\sum F_y = 0$$

$$F - Ra_y - Rb_y - Rc_y - Rd_y = 0$$

Donde:

$$Ra_y \approx Rb_y \approx Rc_y \approx Rd_y$$

$$F - 4R = 0$$

$$R = \frac{17.658[N]}{4}$$

$$R = 4.4145 [N]$$

Lo que representa una reacción que es común para los apoyos A, B, C y D, entre las componentes vectoriales de cada nodo, quedando de la siguiente manera, para el nodo A:

$$\alpha = 45^\circ,$$

$$\beta = 45^\circ,$$

$$\gamma = 45^\circ$$

$$\cos\alpha = \cos\beta = \cos\gamma = \cos 45^\circ;$$

$$Ra_x = 5.781 \quad Ra_y = 5.781 \quad Ra_z = 5.781$$

Tomando en cuenta el autor (Hibbeler, 2012 p.122); menciona que a menudo se requiere descomponer una fuerza F de un elemento en los componentes que actúan a lo largo de los ejes x , y , z para armaduras espaciales, siendo necesario conocer el valor del módulo de tres componentes que son ortogonales:

$$F = \sqrt{F^2x + F^2y + F^2z}$$

Ec. 3. 16

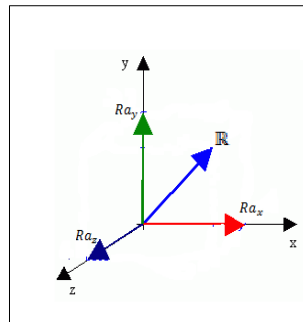


Figura 56. Vector tridimensional resultante en cada nodo

3.6.2. Cálculo de la Fuerza axial para el elemento diagonal

Teniendo en cuenta que el vector resultante producto de las reacciones ortogonales en cada nodo, es el módulo de sus reacciones y corresponderá a la magnitud de la fuerza que interfiere en el elemento diagonal (OA, OB, OC, OD); que queda de la siguiente manera:

$$A = \sqrt{Aa_x^2 + Aa_y^2 + Ra_z^2}$$

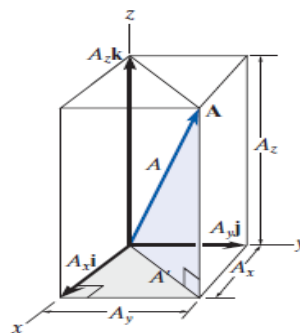


Figura 57. Módulo de un vector tridimensional.

Fuente: (Hibbeler R. , 2010)

$$A = \sqrt{3(A)^2}$$

Ec. 3. 17

$$A = \sqrt{3 * (4.414)^2}$$

$$A = 7.64 \text{ [N]}$$

La fuerza resultante es equivalente a la fuerza axial de compresión para los elementos diagonales (OA, OB, OC, OD), esto implica que todos éstos elementos soportan mayor esfuerzo y se requiere seleccionar un diámetro adecuado, para ello se verificará en un software de análisis CAE.

3.7. Validación de la estructura con Software.

Por motivos de garantizar un correcto funcionamiento de la estructura el equipo de investigación requiere que el prototipo sea verificado por un software CAD-CAE, que permita corroborar las fuerzas obtenidas, para conocer las condiciones estáticas de los elementos como requerimiento previo al análisis de impacto.

Se debe generar previamente el modelo tridimensional, que corresponde al tipo de armadura y ubicar posteriormente el peso estático que se admitió anteriormente, luego analizar y finalmente encontrar el valor de las fuerzas axiales en cada elemento de la estructura.

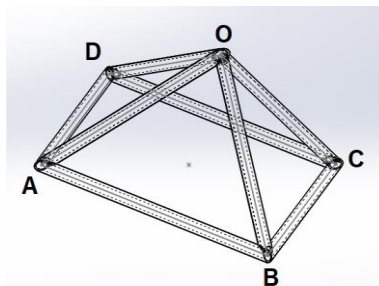


Figura 58. Modelo tridimensional de la armadura.

Para efectuar el análisis estático es recomendable conocer el tipo de apoyo que se cuenta en cada nodo, en éste caso son uniones de tipo rótula, pero para éste caso específico se restringe el movimiento en todas las direcciones, dónde se ha determinado que la reacción generada puede interactuar en cualquier dirección, sin embargo para éste análisis se puede de tomar como un apoyo fijo, ya que interesa

analizar el comportamiento de cada elemento, y adicionalmente existen reacciones en los apoyos que se encuentran en direcciones opuestas.

Todos los elementos son vigas con conexiones rígidas y se tienen las cargas resultantes.

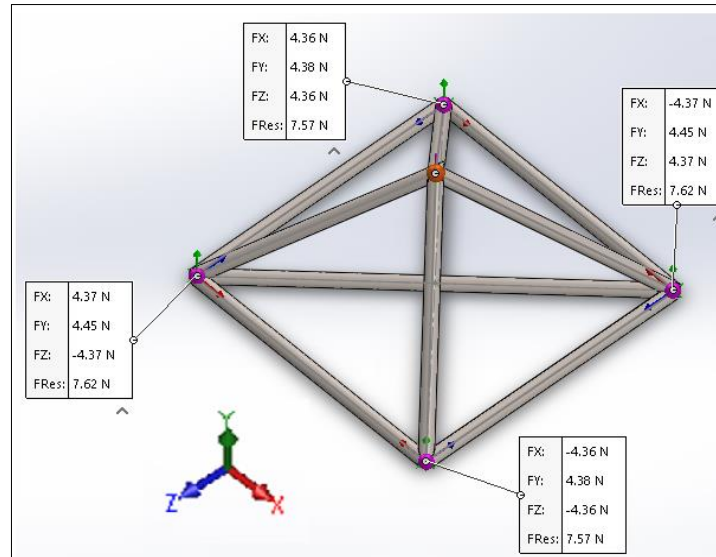


Figura 59. Fuerzas Resultantes usando elementos finitos.

Posterior al análisis CAE de fuerzas, se evidencia que los valores positivos están sometidos a compresión y los valores negativos a tensión, mostrando gráficamente que los elementos críticos son las diagonales, siendo procedente darle mayor importancia a los valores de compresión.

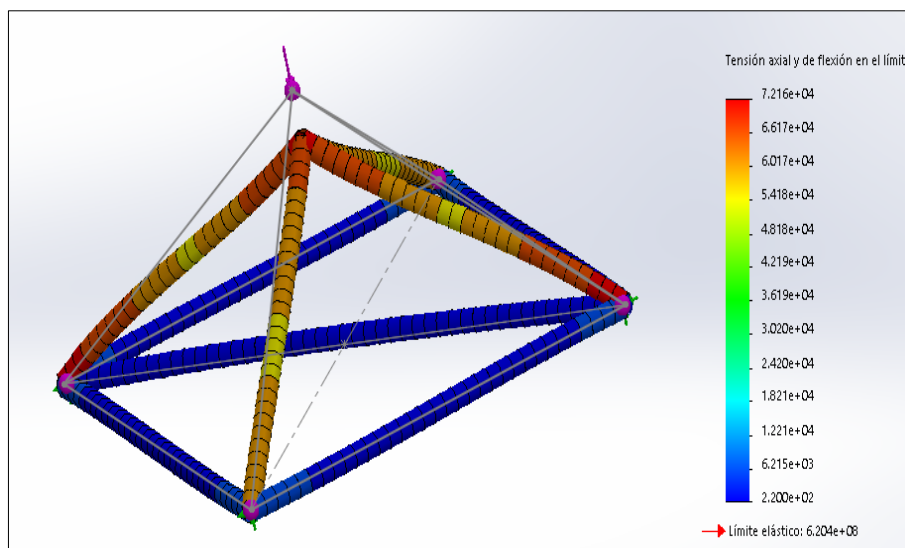


Figura 60. Estado de tensión y compresión.

Los resultados obtenidos muestran las reacciones en las vigas diagonales sometidas a fuerzas de compresión como se puede verificar en la Figura 61, en base a éstos resultados mostrados, se puede concluir que es las diagonales son los elementos más críticos de la estructura propuesta.

Nombre de viga	Elemento	Final	Axial (N)	Cortante1 (N)	Cortante2 (N)	Momento 1 (N.m)	Momento 2 (N.m)	Torsión (N.m)
Viga-1(OB)	—	—	7.5791	-0.023209	-0.0134	0.0029831	-0.0051669	-1.4757e-10
Viga-2(OC)	—	—	7.6075	-0.041578	-0.024005	0.0049434	-0.0085623	3.6993e-09
Viga-3(OA)	—	—	7.6075	-3.1602e-07	0.04801	-0.0098869	-5.2867e-08	3.6982e-09
Viga-4(OD)	—	—	7.5791	9.4541e-08	0.0268	-0.0059662	1.9229e-08	-1.4442e-10
Viga-5(AB)	—	—	3.0783e-08	5.0439e-09	0.010977	-0.0025404	1.9298e-09	0.00062365
Viga-6(CD)	—	—	3.0733e-08	5.0312e-09	0.010977	-0.0025404	1.926e-09	0.00062365
Viga-7(DIAG_AC)	—	—	-5.222e-21	7.9086e-09	-9.2884e-12	-0.00073751	2.4905e-09	6.2224e-09
Viga-8(BC)	—	—	-3.0733e-08	-5.031e-09	-0.010976	0.0025404	-1.926e-09	-0.00062364
Viga-9(AD)	—	—	-3.0782e-08	5.0437e-09	-0.010976	0.0025404	1.9298e-09	-0.00062364

Figura 61. Resultado de análisis estático.

Se verifica que la fuerza presente en los elementos OA-OB-OC-OD, es de 7.60 N, y es la que comprueba los cálculos obtenidos en el análisis vectorial anterior e igualmente el valor de las reacciones en cada nodo es equivalentes y perpendiculares entre sí, lo que garantiza que se puede aplicar este estudio en la estructura para condiciones de impacto.

3.8. Análisis de resistencia al impacto

En determinados casos una estructura debe soportar cargas de impacto, esto implica que el material tenga cierta capacidad de absorber esta energía, lo que sucede al contrario con un elemento que soporta carga estática que únicamente se debe asegurar un factor de diseño adecuado para este propósito y esto comprende que la fuerza aplicada es invariante en el tiempo, en cambio un elemento a impacto además de soportar una carga estática tiene la capacidad de absorber energía de impacto y asimismo garantizar la permanencia de dicho elemento para las condiciones mencionadas.

Además, un choque puede entenderse como una carga que ocurre repentinamente en un intervalo muy corto de tiempo, al considerar una estructura rígida que vibra a menor velocidad que una estructura flexible que dura un periodo más extendido de tiempo se ha tomado en cuenta éstas propiedades de impacto de acuerdo a (Budynas & Nisbett, 2012) dónde “se llama carga de impacto si el tiempo de aplicación es menor que un tercio del periodo natural de vibración mínimo, de la parte o de la estructura. De otro modo se llama simplemente carga estática” (pp. 40-41). Concluyendo que en casos de impacto la rapidez de deformación unitaria se incrementa muy rápidamente e implica que la resistencia en el punto de fluencia se aproxima a la resistencia última, por ende se espera que el material no pierda su ductilidad pero además de ello es recomendable, evaluar condiciones de tenacidad a la fractura y la mecánica a la fractura. (p.41). para un diseño a impacto.

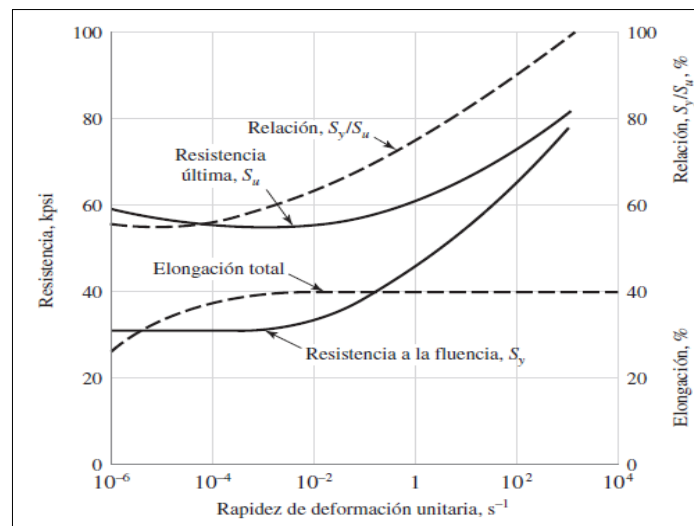


Figura 62. Rapidez de incremento de la deformación unitaria en un acero a impacto.

Fuente: (Budynas & Nisbett, 2012).

3.8.1. Selección de material para la estructura

Para garantizar que el elemento sometido a carga de impacto, previamente la estructura omnidireccional no debe superar los 50 centímetros en cada dimensión, adicionalmente se cree conveniente analizar las columnas del cubo para seleccionar correctamente la longitud que se requiere para la construcción, por lo que se realizará

un análisis cuantitativo de acuerdo a las características que se necesitan para validar la estructura.

Tabla 31.

Tipos de materiales aplicados a una estructura UAV

Tipo de material.	Resistencia Máxima a la rotura impacto	Peso/Densidad	Facilidad de Mecanizado	Coste Económico	Resultado
Material Plástico (PP, PET)	Baja Resistencia	Muy Liviano	Fácil	Económico	No Adecuado
Material Compuesto (Fibra de Carbono)	Muy Alta Resistencia	Muy Liviano	Fácil	No Económico	Adecuado
Aluminio (Perfilería)	Resistencia Media	Pesado	Mayor Dificultad	Económico	No Adecuado
Titanio	Alta Resistencia	Muy Liviano	Mayor Dificultad	Muy Costoso	Adecuado
Fibras Naturales (Madera, Bambú)	Baja Resistencia	Liviano	Fácil	Económico	No Adecuado

Considerando las características principales que demandan una estructura Omnidireccional, se ha dicho que asegure una alta resistencia al impacto además de poseer un bajo peso, se denota que el titanio y la fibra de carbono cumplen con todos los requerimientos, siendo la fibra de carbono la elegida por el bajo costo en relación al titanio que es un material de alto costo y con mayores dificultades de comercialización.

3.8.2. Selección de material para los nodos

Para los nodos del cubo y la unión en el centro de masa (cruceta), se utilizará un material que permita determinada atenuación al impacto y que permita un prototipado rápido, por lo cual presentamos las propiedades del filamento de tres materiales comunes que permiten imprimir en prototipado rápido 3D, para dar soporte y forma a la estructura UAV. Características que se pueden identificar en la Tabla 32.

Tabla 32.

Comparación de los tipos de materiales aplicados a modelos

Parámetros	ABS	PLA	TPU
Dureza	Alta	Alta	Media
Flexibilidad	Media	Baja	Muy alta
Durabilidad	Alta	Media	Muy alta
Medio Ambiente	No es biodegradable	Es bio degradable	Es reutilizable
Densidad/ Peso	1.05 g/cm ³	1.24 g/cm ³	1.21 g/cm ³
Contracción/Deformación	Considerable	Mínima	Mínima
Resistencia al impacto	Si	No	Absorbe el impacto

Fuente: (Rohringer, 2018)

Debido a que los nodos son elementos estructurales que atenúan las vibraciones y deberán absorber determinada energía de impacto manteniendo una alta flexibilidad en relación a su peso, se ha optado por elegir el TPU con material idóneo para este tipo de función, además proporciona características proporcionales de ser fácilmente reemplazable.

3.9. Análisis de resistencia al impacto

Un elemento se encontrará sometido a impacto o choque siempre que una fuerza repentina actúe sobre el elemento de manera transitoria, y por un instante muy pequeño de tiempo, por situaciones de diseño descritas anteriormente, en el análisis previo se ha mencionado una altura de 25 metros del nivel del suelo, que la estructura Omnidireccional soportará ante un eventual descenso abrupto del sistema por alguna causa fortuita.

3.9.1. Consideraciones dinámicas

Es fundamental en el movimiento en el espacio creer que un VANT, es un dispositivo que tendrá una posición que varía en el tiempo y por tanto cada instante de su trayectoria cambiarán sus condiciones de cálculo a medida que se generen

trayectorias, por ello se va a partir únicamente de un caso típico de caída libre, de la siguiente manera:

h_0 : altura inicial=25m.

t_v : tiempo de vuelo

v_0 : velocidad inicial

v_f : velocidad final

V : energía potencial

T : energía cinética.

De acuerdo a (Hibbeler R. C., 2010), “durante el movimiento la suma de las energías potencial y cinética de la partícula permanece constante”, dando lugar a la conservación de la energía mecánica, es decir la energía cinética y energía potencial inicial es igual a la suma de las energías potencial y cinética finales.

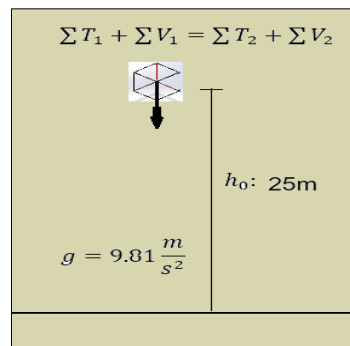


Figura 63. Condiciones dinámicas iniciales

Para encontrar la velocidad al momento de la colisión es necesario partir de la ecuación de conservación de la energía mecánica.

$$\Sigma T_1 + \Sigma V_1 = \Sigma T_2 + \Sigma V_2$$

Ec. 3. 18

$$0 + mgh = \frac{1}{2}mv_f^2 + 0 \quad 2gh = v_f^2$$

$$v_f = \sqrt{2gh}$$

$$v_f = \sqrt{2(9.81 \frac{m}{s^2})(25 m)}$$

$$v_f = 22.147 \frac{m}{s}$$

La velocidad con la que la partícula choca con el suelo es $22.147 \frac{m}{s}$, ésta velocidad permite encontrar la cantidad de energía con que la partícula llega al suelo al momento del impacto. A ésta energía se denomina Cantidad de movimiento lineal. “El principio de impulso y cantidad de movimiento lineales se utiliza para resolver problemas que implican fuerza, tiempo, y velocidad” (Hibbeler R. C., 2010) (p.224). Es así que es preciso entender éstos conceptos para conocer la fuerza que se va a generar producto del impacto.

$$L = mv \quad \text{Ec. 3. 19}$$

Por otro lado, el Impulso lineal es una cantidad equivalente que mide “el efecto de una fuerza durante el tiempo en que la fuerza actúa”, siendo ésta cantidad la que relaciona la fuerza F_c (fuerza constante), con el tiempo que el elemento dura en el choque, y el tiempo un intervalo muy corto de tiempo que el material dura en la colisión.

$$I = \int_{t_1}^{t_2} F_c dt = F_c(t_2 - t_1) \quad \text{Ec. 3. 20}$$

Tomando en cuenta todos los conceptos anteriores “la cantidad de movimiento inicial de la partícula en el instante t_1 mas la suma de todos los impulsos aplicados a la partícula de t_1 a t_2 , equivale a la cantidad de movimiento final de la partícula en el instante t_2 ” (Hibbeler R. C., 2010) , lo que implica tener lo siguiente (p.223):

$$mv_1 + \sum \int_{t_1}^{t_2} F dt = mv_2 \quad \text{Ec. 3. 21}$$

$$mv_1 + \sum \int_{t_1}^{t_2} F dt = mv_2$$

De esta forma se ha determinado que la cantidad de movimiento lineal (L) que es la energía con la que la estructura llega a la superficie al momento del impacto , se transforma en otro tipo de energía denominada Impulso Lineal, dado que el término mv_2 , sería nulo, prácticamente se asume que no se desperdicia energía y puede describirse a continuación:

$$mv_1 \approx \sum \int_{t_1}^{t_2} F dt$$

$$mv_1 = F_c(t_2 - t_1)$$

Ec. 3. 22

Para éstas circunstancias iniciales de impacto es conveniente encontrar una Fuerza constante que involucre masa, velocidad y represente efectivamente la magnitud de impulso y adicionalmente ésta fuerza constante, esté relacionada a la Fuerza de impacto que validará realmente el diseño y se puede escribir. Usando la ecuación 3.22:

$$F_{cc} = \frac{m * v_f}{\Delta t}$$

Donde:

F_{cc} : fuerza de impacto.

Δt : intervalo que dura la colisión.

m : masa referida al UAV.

v_f : velocidad final antes del impacto.

De manera experimental se ha podido obtener los resultados de tiempo que el material podría durar al momento del impacto como se muestra en la tabla siguiente:

Tabla 33.

Tiempos experimentales referidos al choque de una partícula.

Intervalos	Tiempo de colisión (s)
1 caso	0.004
2 caso	0.004
3 caso	0.005
4 caso	0.006
5 caso	0.005

Los tiempos experimentales fueron obtenidos en laboratorio cuyos detalles se encuentran en el anexo Z, para lo cual se ha tomado un valor promedio para validar el tiempo que dura la colisión.

$$t_{prom} = \frac{\sum \text{casos}}{\text{Nro.casos}}$$

Ec. 3. 23

$$t_{prom} = \frac{0.004 + 0.004 + 0.005 + 0.006 + 0.005}{5}$$

$$t_{prom} = 0.048 \approx 0.05 \text{ segundos.}$$

Al ser v_f , una cantidad escalar, pero para este cálculo se considera una cantidad negativa se puede escribir de manera general:

$$F_{cc} = \frac{m * v_f}{t}$$

$$F_{cc} = \frac{1.8 [kg] * 22.147 [\frac{m}{s^2}]}{0.005}$$

$$F_{cc} = 7972.92 [N]$$

Nota: Por motivos didácticos y de investigación el equipo ha determinado prudente tomar el valor de fuerza calculado, como adecuado para validar un diseño a impacto debido a que involucra todos los criterios dinámicos antes mencionados, de ésta manera la fuerza podrá validar condiciones de esfuerzo a impacto y permitirá comparar resultados paralelamente al uso de herramientas CAE.

3.9.2. Análisis de factor de seguridad

Una vez validado la fuerza requerida para la estructura Omnidireccional se verifica que estas condiciones de esfuerzo tendrán que incluir criterios de diseño de falla, aclarando que ésta fuerza no será permanente pero evaluará los puntos más vulnerables de la estructura a disposición.

a. Cálculo de la fuerza resultante en los apoyos

La carga que se ha determinado de impacto tiene el valor de 7972,92 N, indica un valor máximo que ésta estructura soportará de manera transitoria y por un lapso

muy cercano a cero de tiempo, adicionalmente se prevee un peso máximo del UAV de 1,8 Kg con lo que se puede definir.

En referencia al elemento estructural común la siguiente sumatoria de fuerzas en sentido vertical.

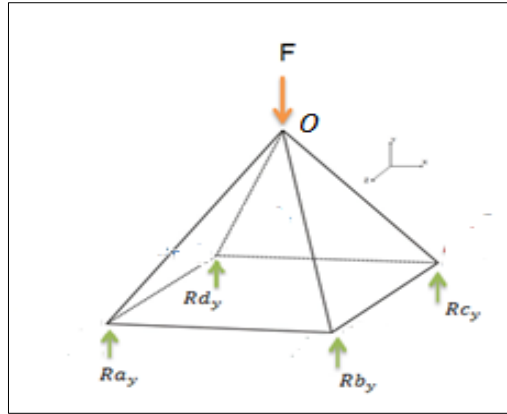


Figura 64. Descomposición vectorial eje y

b. Cálculo de la fuerza de impacto en los elementos

De acuerdo a lo que se verifica en el análisis estático, la fuerza aplicada puede descomponerse en 4 reacciones de la misma magnitud, dando origen a el valor de la reacción en dirección de y.

$$\sum F_y = 0$$

$$4R_y = 7972.92 \text{ [N]}$$

$$R_y = \frac{7971.92 \text{ [N]}}{4}$$

$$R_y = 1993.225 \text{ [N]}$$

Luego se puede analizar los ángulos que forman parte de la estructura, verificando que se tienen los ángulos directores de la siguiente manera:

$$\alpha = 45^\circ, \beta = 45^\circ, \gamma = 45^\circ;$$

Pudiendo concluir que el valor de las reacciones en los apoyos es de la misma magnitud y por tanto permiten calcular el valor del vector de fuerza resultante en los elementos diagonales.

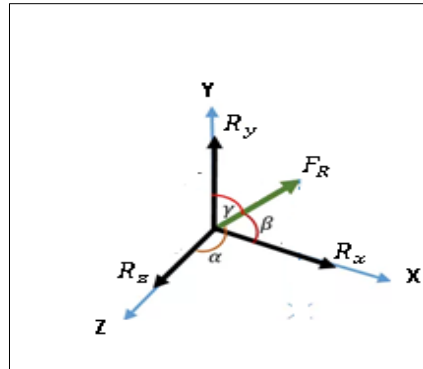


Figura 65. Vector Fuerza Resultante de las reacciones.

Pudiendo finalmente decir que las reacciones son equivalentes en cada nodo de la estructura común que debidamente se ha analizado.

$$R_x = 1993.225 \text{ [N]}$$

$$R_z = 1993.225 \text{ [N]}$$

$$R_y = R_x = R_z$$

Luego se determinará el valor de la fuerza de compresión resultante, conociendo que las reacciones forman vectores ortogonales entre sí, de modo que:

Usando la ecuación 3.16:

$$F_R = \sqrt{3(R_y)^2}$$

Ec. 3. 24

$$F_R = \sqrt{3 * (1993.225 \text{ [N]})^2}$$

$$F_R = 3452.37 \text{ [N]} = Fca$$

Se puede definir que éste valor de fuerza Fca axial, caracteriza la colisión durante los primeros instantes que los elementos mecánicos entran en contacto con el suelo, tomando en cuenta que desde una altura de 25 metros adquiere una velocidad máxima de $22.147 \frac{m}{s}$, en caída libre, sin embargo se debe reiterar que ésta fuerza es

repentina pero es útil para validar un diseño que debe soportar tanto condiciones controladas de vuelo como situaciones bruscas que demanden características de robustez para fines de estudio.

c. Selección de Elementos estructurales

De acuerdo a las condiciones mencionadas en el estudio dinámico es prudente seleccionar algún tipo de fibra de carbono, dónde adicionalmente se requiere que la estructura además de que asegure una resistencia óptima sea agradable visiblemente, a modo que el prototipo final posea un acabado aprobado.

De manera que se puede encontrar diversos tipos de fibras de carbono comercialmente siendo útil ya que su resistencia al impacto es mucho mayor a que la del acero, debido a su dureza estas fibras pueden clasificarse en diversos tipos como se menciona en la tabla 34:

Tabla 34.

Comparación de los tipos de fibra de carbono de acuerdo a sus propiedades mecánicas.

TIPO DE FIBRA	UHM	HM	HR	EM	LM	
CARACTERÍSTICA	Ultra módulo de elasticidad	alto de	Alto módulo, mas rigidez, mayor temperatura de tratamiento	Alta resistencia es la más fuerte y mayor resistencia a tensión	Modulo elástico estándar	Fibra comun menor rigidez, resistencia tensión buena
E(GPa)	600	390	230	230	Hasta 200	
Tracción MPa	2500	2600	3500	2500	3200	
Criterio de acuerdo al módulo de tracción	Alto módulo No asegura resistencia a tensión o compresión	No tanta resistencia a tensión o compresión	Muy aceptable, buena resistencia a la tracción y compresión	No maximiza la resistencia a tensión o compresión	Buena resistencia a la tracción y compresión	
Resolución				Mayor costo y con un módulo elástico aceptable	Es suficiente para la aplicación de fuerzas de tracción y compresión	

Fuente: (Pedro, 2014)

Para continuar con el diseño se ha decidido seleccionar el tipo de fibra que será común (LM) que asegura una resistencia a la tracción de aproximadamente 3200 Mpa, y mantiene un módulo de rigidez estándar, luego de ello se verificará en una tabla de proveedor para verificar si los valores de resistencia tanto a tracción como compresión son los convenidos para la asegurar la resistencia en las partes estructurales de la armadura, siendo indispensable que el material tenga mayor resistencia a la compresión, ya que se determinó en el material está sometido a esfuerzos de compresión.

Tabla 35.

Datos de Fibra de Carbono

	UNIDADES	FIBRA DE CARBONO BIDIRECCION AL 90°UL >450 GPA (Tracción)	FIBRA DE CARBONO HM Hasta 450 GPA (Tracción)	Fibra de CARBONO UNIDIRECCION AL 0°	Fibra de CARBONO UNIDIRECCION AL 0° HM
MODULO ESPECIFICO		92	92	92	92
MODULO ELÁSTICO	Gpa	85	70	135	135
DENSIDAD	g/cm ³	1.60	1.60	1.6	1.6
RESISTENCIA A LA TRACCIÓN	Mpa	720	350	1500	1000
RESISTENCIA A LA COMPRESIÓN	Mpa	570	150	1200	850
RESISTENCIA A LA ROTURA	GPa	1.5	1.5	1.5	1.5

Fuente: (ClipCarbono, 2018)

Conociendo que la estructura que se pretende construir es un hexaedro (Cubo) para chasis del UAV, se deberá elegir apropiadamente los elementos que van a constituir esta armadura, por ello se dispone seleccionar un tubo redondo con diámetros adecuados, y que posea una resistencia a la compresión de 1200 Mpa, debido a que ésta clase de tubería circular a presión radial interna o externa es más uniforme y ligera de menos peso, es eventualmente el uso de fibras compuestas que están dando cabida a la construcción de estructuras resistentes y altamente estéticas al usuario, además es importante verificar la aplicación de la fibra de carbono de acuerdo a la carga que va a soportar.

Tabla 36.

Tipos de carga que soporta la fibra de Carbono de acuerdo al ángulo de la fibra.

Aplicaciones principales según los ángulos de la fibra				
Tipos	Resistencia Mecánica	Resistencia a la presión interna	Resistencia a Torsión	Selección
0 Grados (Axial)	Mayor resistencia a la flexión longitudinal y axial de tracción/compresión	Baja resistencia	No especificado para resistencia a torsión	Adecuado
90 Grados (Arco)	Resistencia Media A Tensión y compresión	Resiste presión interna ayuda a la tubería mantenerse redonda	No especificado para resistencia a torsión	No adecuado
+/- 45 Grados	Resistencia Media A Tensión y compresión	No especificado para presión	Es ideal para resistir torsión pura	No Adecuado

Fuente: (ClipCarbono, 2018)

En base a las condiciones de la fibra se ha determinado escoger una fibra de tipo longitudinal de 0 grados, debido a que se demostró anteriormente que la mayoría de cargas que tolera la estructura son cargas de compresión, por tanto se ha seleccionado la fibra de tipo unidireccional 0° (LM); que proporcionará una resistencia máxima de 1500 Mpa a tracción y 1200 Mpa a compresión, con aproximadamente un límite de rotura de 1,5Gpa, además es conveniente conocer los tamaños de tubería que se tiene estandarizado como se muestra a continuación.

Tabla 37.

Diámetros estandarizados en base a un espesor de 1mm de fibra, en relación al área transversal.

Número	Diámetro Interior (mm)	Diámetro Exterior (mm)	Espesor (mm)	Area Transversal (m²)
1	3	5	1	$1.2566 * 10^{-5}$
2	4	6	1	$1.5708 * 10^{-5}$
3	8	10	1	$2.8274 * 10^{-5}$
4	10	12	1	$3.4557 * 10^{-5}$
5	12	14	1	$4.7123 * 10^{-5}$

d. Selección de diámetros y factor de diseño

Tomando en cuenta la Fuerza de impacto $F_{cc} = 7972.9[N]$, calculada anteriormente se ha procedido a verificar que el elemento de esfuerzo son las diagonales, con una fuerza axial equivalente de $F_{ca} = 3452.37 [N]$ quedando por

seleccionar el diámetro que se ajuste a estos requerimientos, para garantizar que la estructura proporcione las seguridades adecuadas para un elemento a compresión pura.

Se analizará el elemento diagonal sometido a compresión pura.

Tomando en cuenta que:

σ_c : Esfuerzo directo de compresión.

Fca : Carga axial directa.

A : Sección transversal del miembro sometido a esfuerzo

N : Factor de diseño.

S_u : Resistencia máxima a la tensión.

$$\sigma_{max} = \frac{Fca}{A} \quad \text{Ec. 3. 25}$$

Tomando en cuenta los criterios de diseño de un elemento que tiene sección uniforme y es recto como señala (Mott, 2009)(p.119), se puede tener cargas estáticas, repetidas y de impacto, de acuerdo a eso se tendrán las siguientes condiciones:

Tabla 38.

Criterios para esfuerzos de diseño

Forma de carga	Material Dúctil	Material Quebradizo
Estática	$\sigma_d = s_y/2$	$\sigma_d = s_u/6$
Repetida	$\sigma_d = s_y/8$	$\sigma_d = s_u/10$
De impacto o choque	$\sigma_d = s_y/12$	$\sigma_d = s_u/15$

Fuente: (Mott, 2009)

Es necesario además conocer que el material es frágil y debe ser diseñado con el valor de resistencia máxima a la tensión de acuerdo a la Tabla 7, el $S_u = 1500MPa$, para la fibra de carbono de tipo unidireccional, es el valor máximo de tracción del material y $N=15$, factor de diseño para un elemento sometido a cargas de impacto quedando el área de la sección transversal

El esfuerzo de diseño se puede calcular.

$$\sigma_d = \frac{S_u}{15}$$

$$\sigma_d = \frac{1500\text{Mpa}}{15}$$

$$\sigma_d = 100\text{Mpa}$$

$$\sigma_d \approx \sigma_{max} = \frac{Fca}{A}$$

Finalmente el área para la sección transversal del tubo se puede calcular mediante la expresión:

$$A_{requerida} = \frac{Fca}{\sigma_d}$$

$$A_{requerida} = \frac{3452.37 [N]}{100\text{MPa}}$$

$$A_{requerida} = 3,452 * 10^{-5}m^2$$

De acuerdo a los datos de las áreas para tamaños estándares de la Fibra de carbono en la Tabla 35, el valor de $A_{requerida}$ debe aproximarse al área inmediata superior, es decir:

$$A_{requerida} = 3,452 * 10^{-5}m^2 \approx 3.4557 * 10^{-5}m^2$$

Valor que corresponde a un diámetro exterior de tubo de 12mm con un milímetro de espesor, quedando el esfuerzo máximo.

Usando la ecuación 3.19:

$$\sigma_{max} = \frac{Fca}{A} = \frac{3452.37 [N]}{3.4557 * 10^{-5}m^2} = 99,90\text{MPa}.$$

e. Selección del Diámetro de los elementos del cuadrante

Dado que los elementos adicionales de la estructura no soportan las mismas condiciones de esfuerzo, se ha establecido un menor diámetro ya que no interfiere mayormente con la dinámica del UAV, para conocer éste diámetro se ha tomado en cuenta el valor de las reacciones en los nodos que van a comprimir al elemento estructural que se desea analizar en el sentido del plano x-z, el valor de ésta reacción es $R_z = 1993.225 [N]$ y es la que somete al elemento a compresión.

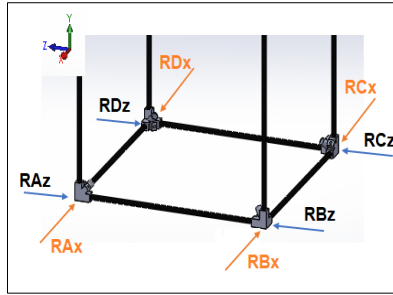


Figura 66. Reacciones de compresión en los nodos en el plano X-Z.

Para calcular el diámetro de los tubos del cuadrante se tiene que:

$$R_z = 1993.225 \text{ [N]}$$

$$\sigma_d = \sigma_{max}$$

$$\frac{F}{A} = \frac{S_u}{N}$$

$$A = \frac{F * N}{S_u}$$

$$A = \frac{(1993.225 \text{ [N]}) * 15}{1500 * 10^6 \text{ Pa}}$$

$$A = 1.993 * 10^{-5} \text{ m}^2$$

Para dichos elementos se requiere una tubería de área $A_{requerida1} = 1.993 * 10^{-5} \text{ m}^2$, que debe aproximarse al valor de área superior, y que debe comprender que los elementos diseñados a choque deben garantizar mayor resistencia.

$$A_{requerida1} = 1,993 * 10^{-5} \text{ m}^2 \approx 2.8274 * 10^{-5}$$

Valor que corresponde a un tubo de diámetro exterior 10mm, y con un milímetro de espesor de acuerdo a los valores de la Tabla 8.

Validación de esfuerzos mediante Software

Mediante un software CAE se han determinado el valor de las fuerzas axiales para todos los elementos de la estructura del UAV.

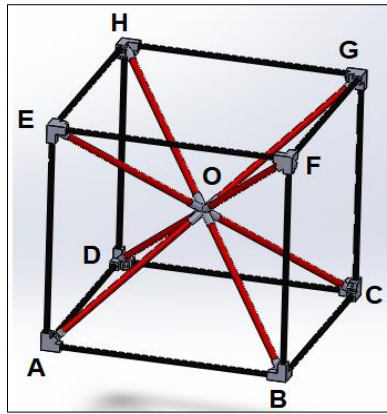


Figura 67. Estructura para análisis de fuerzas.

Determinando que para un material de fibra de carbono que presenta las siguientes características, se pueden encontrar el valor de las fuerzas en todos los elementos y también se analiza las deformaciones máximas en la Tabla 40.

Tabla 39.

Propiedades Mecánicas de la fibra de carbono Unidireccional 0°.

Propiedad	Valor	Unidad
Módulo elástico	1.35e+11	N/m ²
Coefficiente de Poisson	0.3	N/D
Módulo cortante	9e+10	N/m ²
Densidad de masa	1600	kg/m ³
Límite de tracción	1500000000	N/m ²
Límite de compresión	1200000000	N/m ²
Límite elástico	1350000000	N/m ²
Coefficiente de expansión térmica	1.5e-05	/K

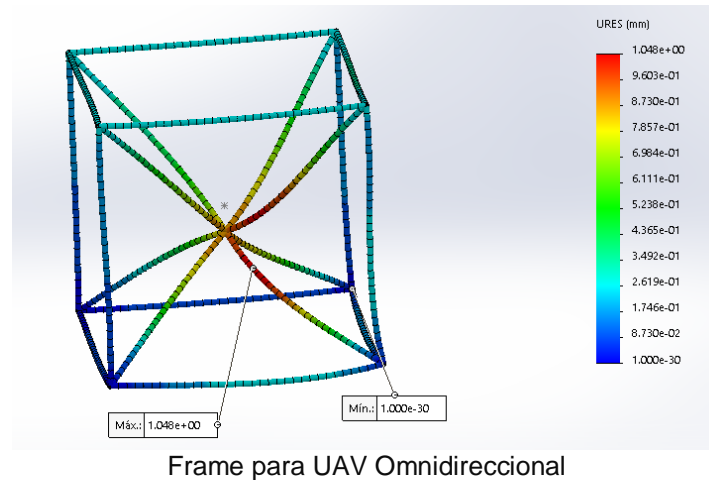
Fuente: (ClipCarbono, 2018)

Para los elementos críticos de la estructura, adicionalmente se tiene el listado de fuerzas para los elementos enlistados en la Tabla 41, los restantes datos se especifican en Anexos.

Tabla 40.

Informe de deformaciones usando análisis de elementos finitos.

Nombre.	Tipo.	Valor Máximo	Valor Mínimo
Deformación Longitudinal	URES: Deformación resultante.	1,048mm	$1,00 * 10^{-30}$ mm



Dado que los elementos (AE BF CG DH), están sometidos a condiciones de compresión es recomendable usar herramientas CAD para verificar el valor de las fuerzas y poder calcular los esfuerzos, igualmente se espera tener una deformación máxima de 1.048 mm

Tabla 41.

Listado de Fuerzas obtenidas para los elementos del cuadrante proporcionados por software CAE.

Elemento	Fuerza Axial (N)	Cortante (N)	1 Cortante (N.m)	2 Momento (Nm)	1 Momento 2(N.m)
Viga AE	713.01	-0.13044	0.13761	-0.036114	-0.045387
Viga BF	718	-1.0265	-0.28162	0.074718	-0.25207
Viga CG	722.69	20.036	-1.1107	0.25879	0.55755
Viga DH	718	0.48585	-0.88317	0.20558	0.13943

Únicamente se requieren conocer los valores de las Fuerzas obtenidas para los elementos AE BF CG Y DH, dónde se ha considerado adecuado estimar el valor máximo que es 722.69 N, valor que se utilizará para diseño de una columna sometida a pandeo como el elemento último que asegura la resistencia y dimensión favorable.

3.9.3. Diseño de Columnas

Las columnas son elementos que están sometidos a compresión, en esta sección se pretende analizar la longitud de la columna que determine la dimensión mínima para el cubo de la estructura. Cuando un miembro es sometido a una carga, ocurre compresión cuando éste valor es pequeño, pero a medida que la carga aplicada se incrementa la columna adquiere inestabilidad y desarrollará flexión. (Budynas & Nisbett, 2012 p.176).

Eventualmente se necesita evaluar si la columna es corta o larga para ello se analiza el valor inicial de que la estructura no debe superar los 50cm, en cada dimensión. De acuerdo a esto para todos los casos de columna existen distintos apoyos en éste caso las columnas están sujetadas con apoyos fijos.

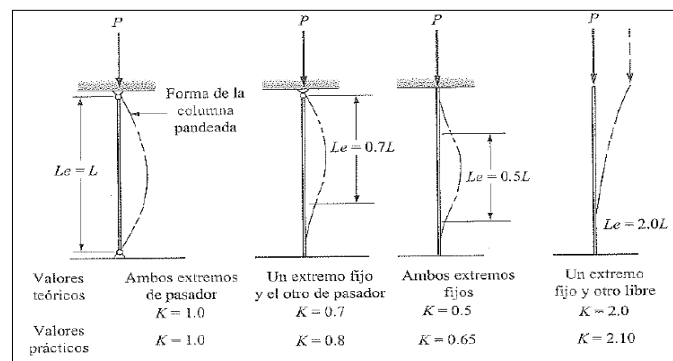


Figura 68. Tipos de apoyos para columnas.

Fuente: (Mott, 2009 p.606)

Siendo K el factor de fijación de los extremos y corresponde a un valor de 0.65, previamente se ha seleccionado el diámetro del tubo de 10mm, el material de acuerdo a la Tabla 35 de las propiedades de la Fibra de Carbono Unidireccional se tiene:

$S_y = 1200 \text{ Mpa}$: Resistencia a compresión de la fibra de carbono.

$E = 1,5 \text{ Gpa}$: Módulo de elasticidad

$l < 0.5m$: Longitud no mayor a 50 cms.

$D = 0.01m$: Diámetro mayor del tubo

$d = 0.008m$: Diámetro menor del tubo

Se determinará el área de la sección circular.

$$A = \frac{\pi*(D^2-d^2)}{4} \quad \text{Ec. 3. 26}$$

$$A = \frac{\pi * [(0.01m)^2 - (0.008m)^2]}{4} = 2,82 * 10^{-5}m^2$$

$A = 2,82 * 10^{-5}m^2$: Área de la sección circular

Se calcula el momento de inercia de la sección del tubo.

$$I = \frac{\pi*(D^4-d^4)}{64} \quad \text{Ec. 3. 27}$$

$$I = \frac{\pi * [(0.01m)^4 - (0.008m)^4]}{64} = 2.89 * 10^{-10}m^4$$

Se determina la longitud efectiva y de acuerdo al valor de $k = 0.65$, para una columna de dos apoyos fijos se tiene

$$le = 0.65 * l \quad \text{Ec. 3. 28}$$

$$le = 0.65 * (0.5m) = 0.325m$$

El Radio de giro mínimo para la sección es:

$$r_{min} = \sqrt{\frac{I}{A}} = \sqrt{\frac{2.89 * 10^{-10}m^4}{2,82 * 10^{-5}m^2}} = 3.201 * 10^{-3}m$$

De acuerdo a esto se puede definir la relación de esbeltez SR para la columna y la relación de esbeltez de transición C_c :

$$SR = \frac{le}{r_{min}} = \frac{0.325m}{3.201*10^{-3}m} = 101.53 \quad \text{Ec. 3. 29}$$

$$C_c = \sqrt{\frac{2*\pi^2*E}{S_y}} \quad \text{Ec. 3. 30}$$

$$C_c = \sqrt{\frac{2 * \pi^2 * (135 * 10^9 \frac{N}{m^2})}{1,2 * 10^9 \frac{N}{m^2}}} = 47,12$$

En base a las consideraciones de diseño de (Mott, 2009 p.609), las columnas pueden ser cortas o largas de acuerdo a las siguientes condiciones, y con ello se aplican las ecuaciones para determinar la carga de Pandeo Crítica P_{cr} .

Tabla 42.

Fórmulas para columnas

Diseño de columnas		
Condición	Tipo	Solución para carga de Pandeo Crítica
Si $SR > C_c$	Columna Larga	Fórmula de Euler para columnas: $P_{cr} = \frac{\pi * E * A}{SR^2}$
Si $SR < C_c$	Columna Corta	Fórmula de J. B. Johnson $P_{cr} = A * S_y \left[1 - \frac{S_y (le/r_{min})^2}{4 * \pi^2 * E} \right]$

Fuente: (Mott, 2009 p.611)

Los valores corresponden a una columna larga, de modo que se determina aplicar la formula de Euler para determinar la carga de Pandeo crítica.

$$SR > C_c$$

$$101.53 > 47.12$$

$$P_{cr} = \frac{\pi * E * A}{SR^2}$$

Ec. 3. 31

$$P_{cr} = \frac{\pi * (135 * 10^9 \frac{N}{m^2}) * (2,82 * 10^{-5} m^2)}{(101.53)^2}$$

$$P_{cr} = 1160,22 N.$$

Éste es el valor con lo que se espera que la columna se pandee en una longitud de columna de 50 cm, dado que ese tamaño es máximo se desea encontrar una longitud menor con la que la columna respondería para una condición de Fuerza máxima aplicada de 722,69 N, debido a las fuerzas axiales obtenidas en base al análisis CAE de la Tabla 41, La carga de Pandeo segura.

$$P_a = \frac{P_{cr}}{N}$$

Ec. 3. 32

$$P_a = 722,69 N$$

En ésta sección se tiene que comprender que el valor de compresión para la columna, está determinado por el valor máximo de Fuerza soportada en todos los elementos diagonales, en éste caso incluir un nuevo factor de diseño muy alto no sería

prudente, e incluir el valor de “uno” como valor de factor de diseño implicaría aceptar una distancia mínima que no es procedente e invalidaría los demás componentes de la estructura, mientras (Mott, 2009 p.623), señala que “Cuando la carga axial sobre una columna sea menor que la carga de pandeo crítica, la rigidez de la columna es suficiente para resistir la tendencia a desviarse de la orientación de línea recta de su eje neutro”, lo que implicaría escoger un factor de diseño superior a uno, o mayor, suponiendo aspectos de incertidumbre del material, fijación de extremos y el uso de cargas excéntricas, dado que se ha considerado ampliamente un factor de diseño a impacto para la selección del material, se ha seleccionado un factor $N = 2$

Donde la nueva carga de pandeo queda:

$$P_a = 722,69 \text{ N: Carga de pandeo admisible}$$

$$N = 2: \text{Factor de diseño para la columna}$$

Usando la ecuación 3.32. Carga de pandeo segura

$$P_{cr} = N * P_a$$

$$P_{cr} = 2 * 722,69 \text{ N}$$

$$P_{cr} = 1445.38 \text{ N}$$

Se determina el valor de relación de esbeltez para esta fuerza en base a la fórmula de Euler:

Usando la ecuación 3.31 Formula de Euler

$$SR = \sqrt{\frac{\pi * E * A}{P_{cr}}}$$

$$SR = \sqrt{\frac{\pi * (135 * 10^9 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}) * (2,82 * 10^{-5} \text{m}^2)}{1445.38 \text{ N}}}$$

$$SR = 90.9652$$

Usando la ecuación 3.29 de Esbeltez

$$le = SR * r_{min}$$

$$le = 186.174 * 3.201 * 10^{-3}m$$

$$le = 0.2911$$

Como se especificó se trata de columnas largas se tiene un valor de $k = 0.65$, referido a los apoyos fijos de modo que la longitud del elemento es:

$$l = \frac{le}{0.65}$$

$$l = \frac{0.4479}{0.65} = 0.448m \approx 45 \text{ cm}$$

Éste valor se puede aproximar a 45 cm y en recalculer el valor de carga de pandeo crítica.

Usando la Ec 3.19 la longitud efectiva

$$le = 0.65 * 0.45m$$

$$le = 0.2925m$$

Usando la Ec Relación de Esbeltez

$$SR = \frac{le}{r_{min}} = \frac{0.2925m}{3.201 * 10^{-3}m} = 91.377$$

Usando la fórmula de Euler

$$P_{cr} = \frac{\pi * (135 * 10^9 \frac{N}{m^2}) * (2,82 * 10^{-5}m^2)}{(91.377)^2}$$

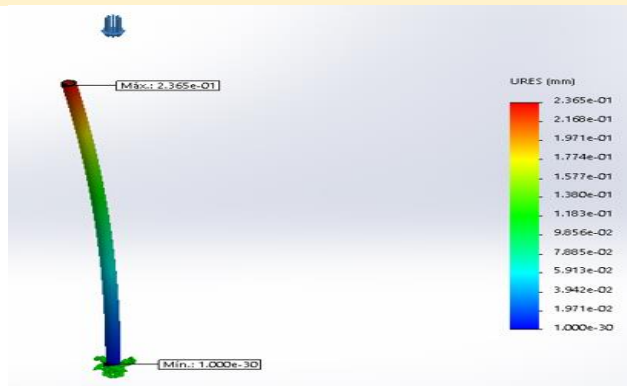
$$P_{cr} = 1432.382 \text{ N.}$$

Luego de ello se verificarán las tensiones producidas en la Tabla 43, usando un software CAE.

Tabla 43.

Verificación de tensiones usando herramientas CAE

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	URES: Desplazamientos resultantes	2.365e-01 mm Nodo: 993	0.000e+00 mm Nodo: 1136

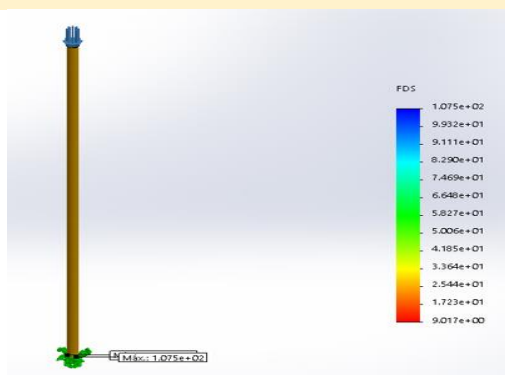


En base a los resultados obtenidos en el análisis de elementos finitos se determina un valor máximo de desplazamiento de 0.235 mm, que corresponde a una muy pequeña variación en el elemento.

Tabla 44.

Verificación de factor de seguridad en base a análisis CAE

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Factor de Seguridad	Carga de Pandeo	1.075e+02 Nodo: 9794	9.017e+00 Nodo: 1136



Se puede concluir que la carga de Pandeo Crítica únicamente deformaría mínimamente a la columna, debido a que el material que se eligió para los elementos críticos, es una fibra con alta resistencia a la compresión y tracción, $Su_t = 1500 \text{ MPa}$ y $Su_c = 1200 \text{ MPa}$ como se verifica en la Tabla 9, por tanto en éste análisis se

evidencia un factor de seguridad de $N = 9$, es un valor alto que implica que el diseño es seguro para éstas condiciones actuales de pandeo y también a condiciones más críticas de impacto.

Donde la carga de pandeo admitida en la estructura fue $P_a = 722,69$ N, que es 49,5% menor, a la que normalmente implicaría el fallo del material por pandeo, resultando ser una carga crítica el valor de $P_{cr} = 1432.382$ N.

3.10. Análisis de resistencia referida a la estructura omnidireccional basado en elementos finitos

En esta sección se muestra el análisis a impacto de la estructura completa para de esta manera validar los cálculos obtenidos anteriormente, es adecuado comprender que existen elementos críticos que soportarán mayor esfuerzo, por ello se realizó con un factor de diseño $n=15$; que es el factor considerado para diseños a impacto.

Además de ello, éste estudio se ha basado en tres criterios:

- Desplazamientos máximos URES, que permite identificar el desplazamiento relativo de un elemento.
- Tensiones Máximas, permitiendo evaluar el comportamiento elástico del material.
- Estudio de impacto, que se refiere a las características propiamente necesarias para que el material sea adecuado para condiciones no controladas de frame para UAV Omnidireccional.

3.11. Análisis de Desplazamientos

Se ha tomado en cuenta todos los elementos mecánicos constitutivos de la estructura, a manera de tener un análisis más detallado y fiable de las condiciones reales del frame como producto final, siendo así que se espera tener valores de fuerzas muy cercanas al cálculo realizado en las secciones anteriores.

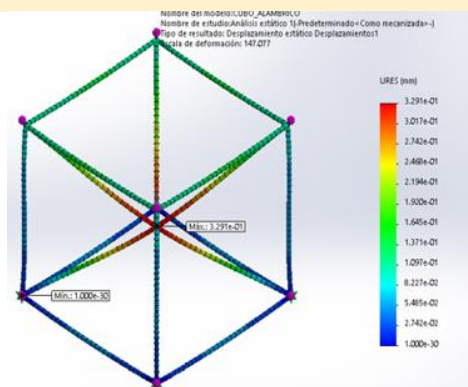
Para lograr dicho efecto se ha tomado la Fuerza de impacto total $F_{cc} = 7972.72$ [N], que afecta de manera axial elementos diagonales (OA-OB-OC-OD), descritos anteriormente en la Figura 69 (diseño de la estructura preliminar) el detalle

de fuerzas se mostrará en Anexos. Teniendo un desplazamiento aproximado de las zonas críticas de 0.321 mm.

Tabla 45.

Análisis de desplazamientos

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	Desplazamientos Resultantes URES	3.29e-01 Nodo: 96	0.001e+00 Nodo: 32



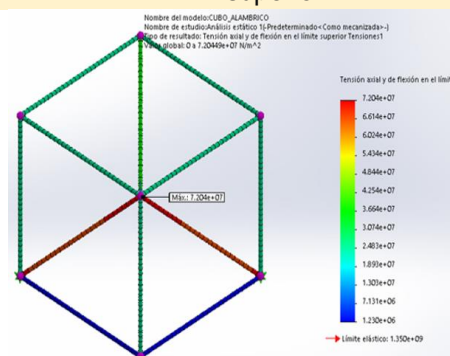
3.12. Análisis de Tensiones

Los elementos más críticos van a ser las diagonales, se tiene un valor máximo, de $7.204e+07$ N/m², que sin embargo no es superior a $1.35e+09$ N/m² que corresponde al límite elástico de la fibra Unidireccional. Se estima que la estructura resiste tensiones para la condición de esfuerzo que ésta diseñada.

Tabla 46.

Análisis de tensiones

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	Tensión axial y de flexión en el límite superior	$7.204e+07$ N/m ² Nodo: 361	0.000e+00 Nodo: 589



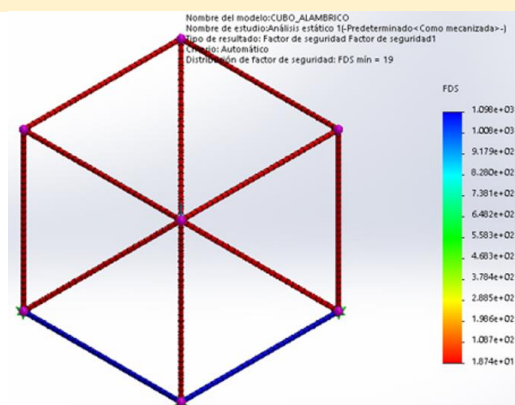
3.12.1. Factor de diseño

Para una estructura el factor de diseño que se considera es igual a 15, en éste caso el mínimo factor para la estructura es 19, valor que implica un diseño seguro para cargas repentinas, aunque hay q considerar que Von Misses es adecuados para materiales dúctiles más no para materiales frágiles dónde se analizan otros criterios de falla.

Tabla 47.

Factor de diseño

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	Automático	1.087e+01 Nodo: 96	1.098e+03 Nodo: 153



3.12.2. Simulación de Impacto

Para validar el diseño a impacto se toma en cuenta realizar un análisis de caída libre para un tiempo de caída previamente calculado de 2,26 m/s, con condiciones de peso máximo, donde no se toma en cuenta aceleraciones externas ni perturbaciones producidas por el viento. De modo que se calcularán las deformaciones en base a las configuraciones de acuerdo a las cargas estructurales externas aplicadas

Condiciones de masa:		Mallado:	
Object Name	Distributed Mass	Object Name	Mesh
State	Fully Defined	State	Solved
Scope		Display	
Scoping Method	Geometry Selection	Display Style	Body Color
Geometry	4 Faces	Defaults	
Definition		Physics Preference	Mechanical
Mass Type	Total Mass	Relevance	0
Total Mass	1,8 kg	Element Order	Program Controlled
Suppressed	No	Sizing	
Conexiones:		Size Function	Adaptive
Object Name	Contacts	Relevance Center	Coarse
State	Fully Defined	Element Size	Default
Definition		Mesh Defeaturing	Yes
Connection Type	Contact	Defeature Size	Default
Scope		Transition	Fast
Scoping Method	Geometry Selection	Initial Size Seed	Assembly
Geometry	All Bodies	Span Angle Center	Coarse
Auto Detection		Bounding Box Diagonal	0,780 m
Tolerance Type	Slider	Minimum Edge Length	1,9311e-004 m
Tolerance Slider	0,	Quality	
Tolerance Value	1,95e-003 m	Check Mesh Quality	Yes, Errors
Use Range	No	Error Limits	Standard Mechanical
Face/Face	Yes	Target Quality	Default (0.050000)
		Smoothing	Medium
		Mesh Metric	None
		Inflation	
		Use Automatic Inflation	None
		Inflation Option	Smooth Transition
		Transition Ratio	0,272
		Maximum Layers	5
		Growth Rate	1,2
		Inflation Algorithm	Pre
		View Advanced Options	No
		Advanced	
		Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
		Straight Sided Elements	No

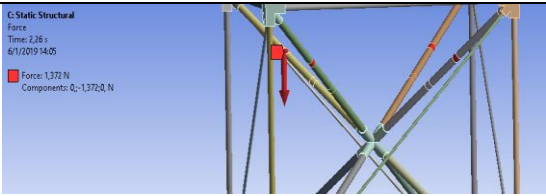
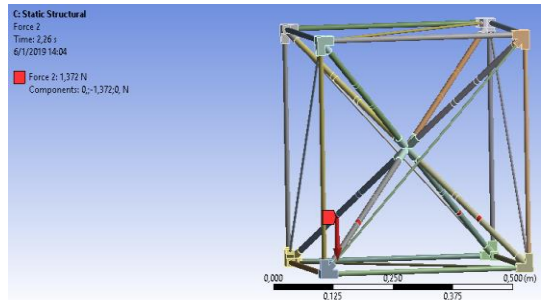
Figura 69 Configuraciones para simulación

3.12.3. Cargas estructurales externas aplicadas.

Para la evaluar de manera óptima la estructura Omnidireccional se ha tomado en cuenta todas las cargas aplicadas en los elementos mecánicos, a manera de determinar las deformaciones máximas de los elementos en todas sus dimensiones, considerando la siguiente localización.

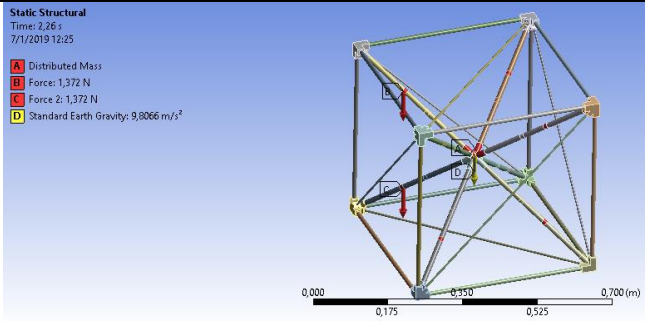
Tabla 48.

Distribución de cargas para simulación

Tipo de Carga	Descripción	Para los elementos.
Distribuida	Fuerza 1	
Distribuida	Fuerza 2	

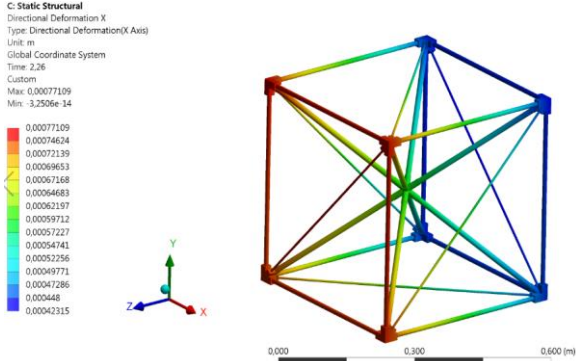
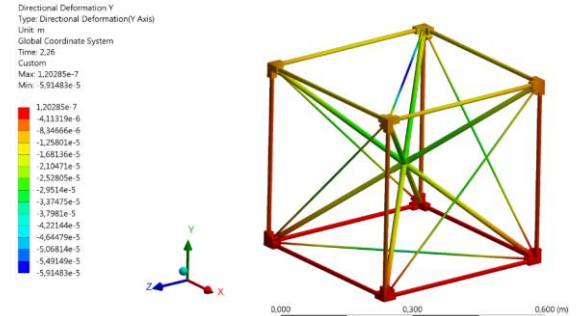
CONTINÚA



<p>En dirección Y</p>	<p>Peso estructural y gravedad</p>	
-----------------------	------------------------------------	--

Es importante ubicar las cargas en los elementos mecánicos debido a que se podrán obtener valores más fiables para el análisis que se pretende realizar para la validación de todos los elementos.

Tabla 49.
Deformaciones Totales

Tipo de Deformación	Análisis
<p style="text-align: center;">Deformación en X</p> 	<p>La estructura tiene una tendencia a deformarse 7.77 mm en dirección al eje X.</p>
<p style="text-align: center;">Deformación en Y</p> 	<p>Existe una tendencia a deformarse 0.012 mm en sentido del eje Y.</p>

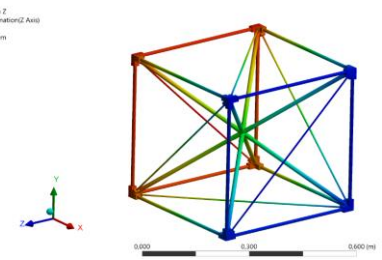
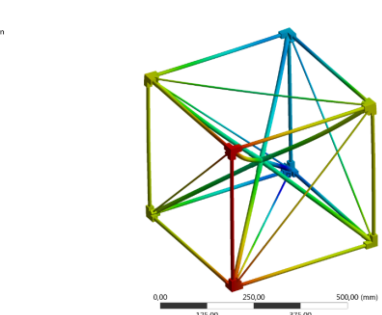
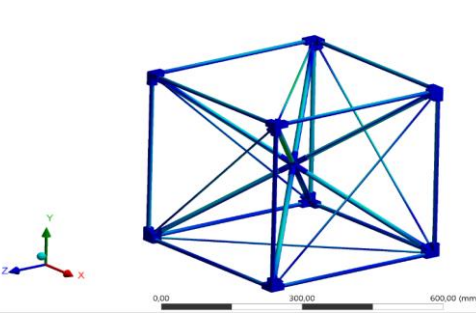
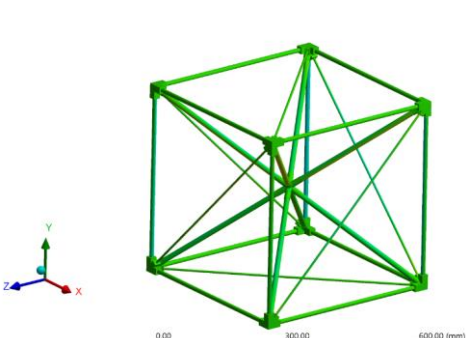
<p style="text-align: center;">Deformación en Z</p> 	<p>El resultado de la deformación en Z es aproximadamente 5.9 mm</p>
<p style="text-align: center;">Deformación Total</p> 	<p>La estructura presenta una deformación total equivalente a 0.0197 mm que resulta mínima y valida la estructura a impacto.</p>

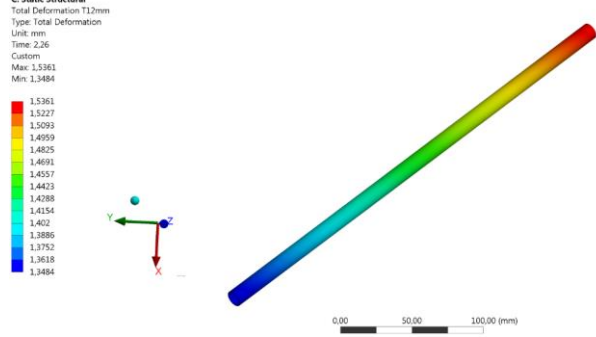
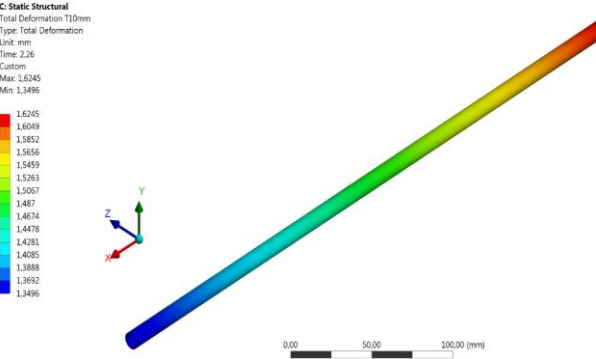
Tabla 50.
Resultado de Esfuerzos

Tipo de Deformación	Análisis
<p style="text-align: center;">Esfuerzo Cortante Máximo</p> 	<p>La estructura presenta un valor de resistencia a cortante de 0.606 Mpa lo que implica que no falla por éste tipo de esfuerzo.</p>
<p style="text-align: center;">Resistencia a la fluencia en la estructura</p> 	<p>Al tratar con elementos estructurales que son frágiles. Se presenta una baja resistencia a la fluencia con un valor de 0,48 Mpa</p>

En base a los resultados obtenidos por análisis CAE, se determina que la estructura Omnidireccional es adecuada para resistir cargas de impacto para condiciones dinámicas mencionadas anteriormente.

Tabla 51.

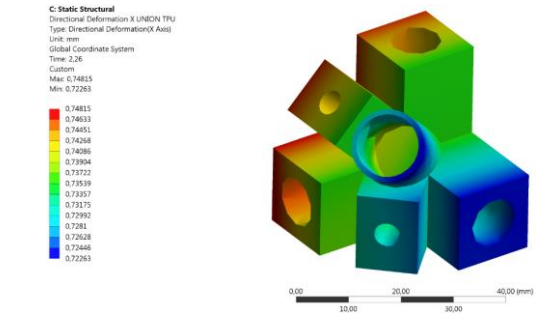
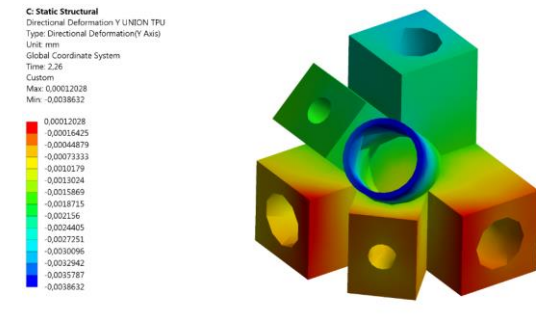
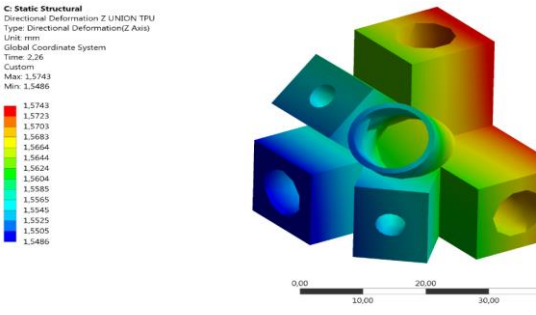
Deformaciones máximas en los Tubos de la estructura.

Elemento	Análisis
<p style="text-align: center;">Deformación total Tubo de diámetro 12mm</p> 	<p>Existirá una deformación máxima de 1.53 mm</p>
<p style="text-align: center;">Deformación total Tubo de diámetro 10mm</p> 	<p>El resultado de la deformación total es 1.624 mm, valor que se considera adecuado para este tipo de cargas.</p>

Los tubos analizados corresponden a los elementos que se encuentran sometidos a mayor carga tensional, y los valores obtenidos representan valores aceptables debido a que no se tendrá una deformación excesiva producto de condiciones mayores de esfuerzo, además no se ha considerado el análisis del tubo auxiliar de diámetro 5 mm, ya que únicamente sirve como elemento para evitar torsión para efectos de vuelo correspondiente al UAV Omnidireccional.

Tabla 52.

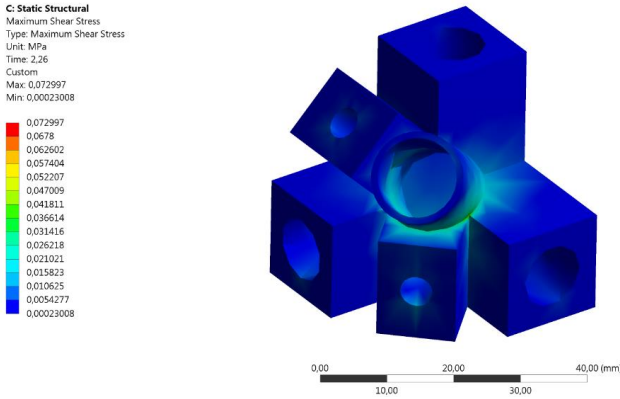
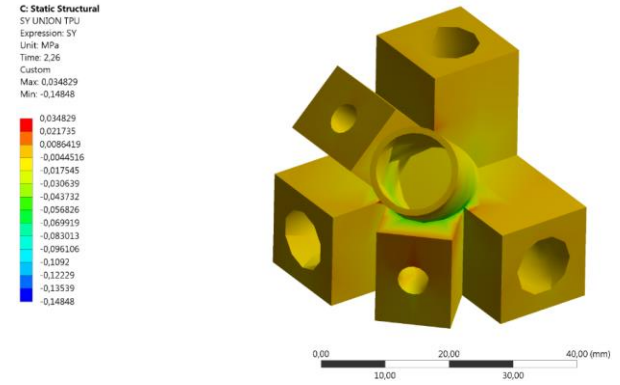
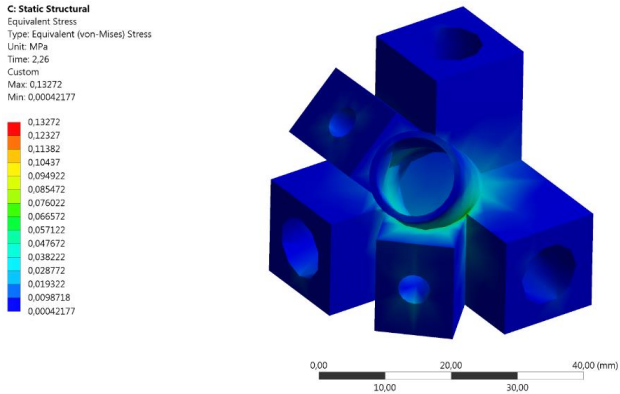
Deformaciones en los nodos

Tipo de Deformación	Análisis
<p style="text-align: center;">Deformación en X</p>  <p style="text-align: center;">Deformación en Y</p>  <p style="text-align: center;">Deformación en Z</p> 	<p>Los nodos de la estructura tienen una tendencia a deformarse 0.748 mm en dirección al eje X.</p> <p>Existe una tendencia a la deformación de 0.00012 mm en sentido del eje Y.</p> <p>El resultado de la deformación en el eje Z es aproximadamente 1.574 mm</p>

Los valores obtenidos para las deformaciones en los nodos son valores pequeños, lo que implica que estos elementos no presentan ningún riesgo de ruptura.

Tabla 53.

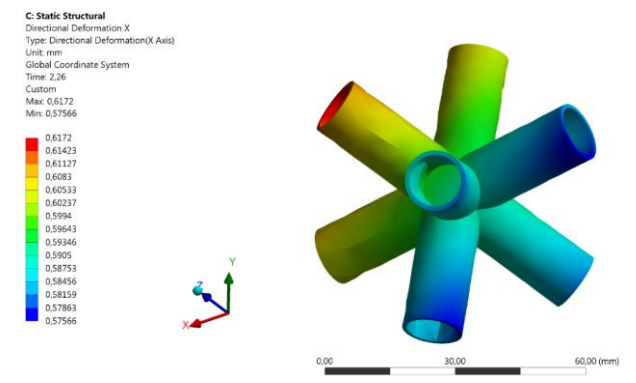
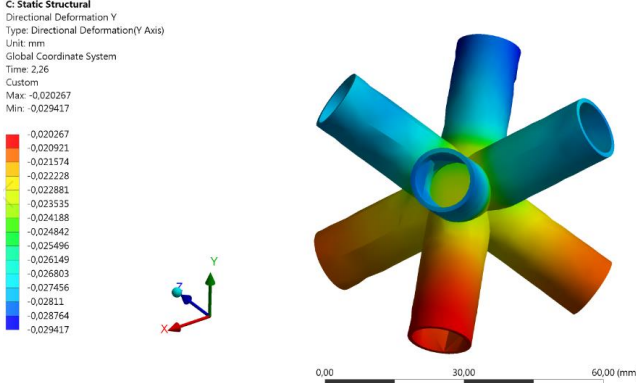
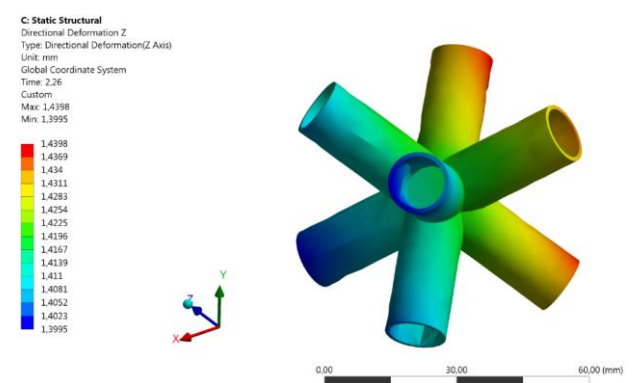
Esfuerzos producidos en los nodos de la Estructura Omnidireccional

Tipo de Esfuerzo	Análisis
<p style="text-align: center;">Esfuerzo cortante Máximo</p> <p>C: Static Structural Maximum Shear Stress Type: Maximum Shear Stress Unit: MPa Time: 2,26 Custom Max: 0,072997 Min: 0,00023008</p> 	<p>Se presenta un esfuerzo de corte no superior a 0.072 MPa, considerando que éste elemento soporta mayores cargas de tipo cortante.</p>
<p style="text-align: center;">Esfuerzo de Cedencia</p> <p>C: Static Structural SY LINDON TPU Expression: SY Unit: MPa Time: 2,26 Custom Max: 0,034829 Min: -0,14848</p> 	<p>El resultado del esfuerzo de cedencia presentado es de 0.034 Mpa.</p>
<p style="text-align: center;">Esfuerzo Tensional de Von Misses</p> <p>C: Static Structural Equivalent Stress Type: Equivalent (von-Mises) Stress Unit: MPa Time: 2,26 Custom Max: 0,13272 Min: 0,00042177</p> 	<p>El valor de éste esfuerzo de Von Misses es de 0.132 MPa, lo que no supera el límite elástico del material.</p>

Se ha verificado que el material es idóneo para soportar las condiciones de esfuerzo que se ha sometido.

Tabla 54.

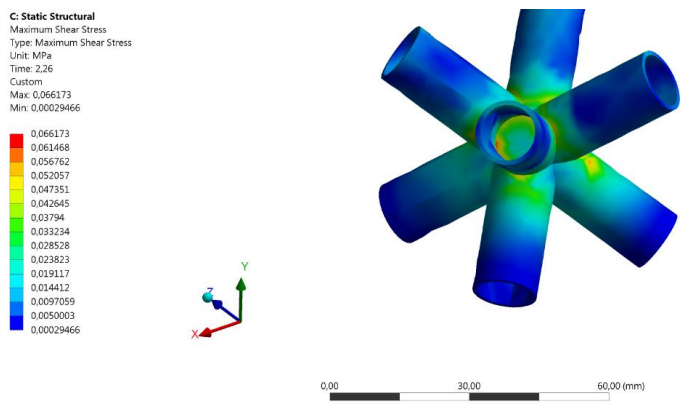
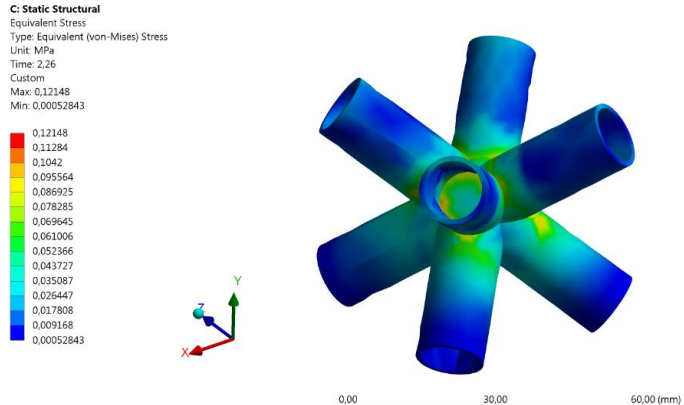
Deformación en la Cruceta de Centro

Tipo de Deformación	Análisis
<p style="text-align: center;">Deformación en X</p>  <p style="text-align: center;">Deformación en Y</p>  <p style="text-align: center;">Deformación en Z</p> 	<p>La cruceta de centro presenta 0.6 mm de deformación en sentido del eje X.</p> <p>Existe un valor a compresión de 0.02 mm, implica que éste material tiene que absorber determinada cantidad de energía al momento de la colisión.</p> <p>El resultado de la deformación en Z es aproximadamente 1.439 mm que resulta tolerable para éste tipo de función.</p>

La cruceta de centro es un elemento que tiene características de elasticidad, y es adecuado para soportar las cargas previstas, presentando valores muy pequeños de deformación que fluctúan entre 0.02 mm y 1.43 mm.

Tabla 55.

Esfuerzos producidos en la Cruceta de la Estructura Omnidireccional.

Tipo de Esfuerzo	Análisis
<p style="text-align: center;">Esfuerzo cortante Máximo</p> 	<p>Se verifica un esfuerzo de corte no superior a 0.661 MPa, considerando que éste elemento soporta mayores esfuerzos cortantes.</p>
<p style="text-align: center;">Esfuerzo Tensional de Von Misses</p> 	<p>El resultado del esfuerzo de Von Misses presentado es de 0.121 Mpa. Lo que garantiza que este elemento es adecuado para soportar cargas de impacto.</p>

Conclusiones del Estudio a Impacto.

Se ha verificado que todos los elementos que conforman la estructura Omnidireccional no han superado los valores máximos de resistencia y deformación, por lo que se puede concluir que la estructura mencionada cumple con la resistencia al impacto para situaciones no controladas de vuelo que no superen los 25 metros de altura.

CAPÍTULO IV CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN

4.1. Presentación de elementos estructurales constitutivos.

La estructura Omnidireccional fue modelada en un software CAD, dónde se pueden identificar los siguientes elementos y sus dimensiones exactas.

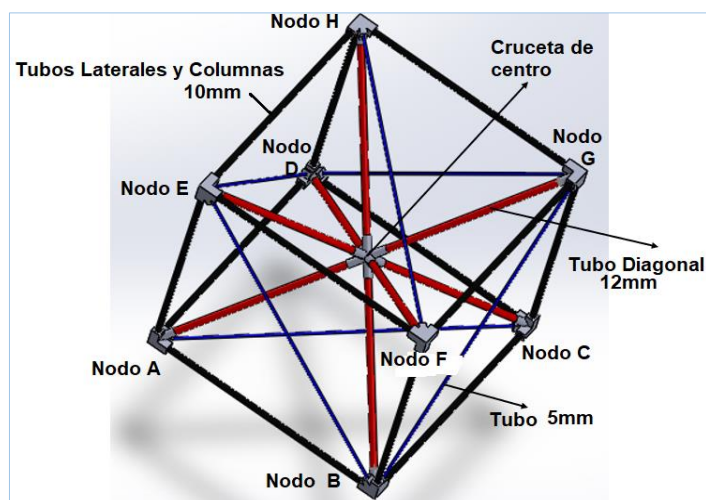


Figura 69. Descripción elementos estructurales.

Las características y dimensiones se detallan a continuación en la Tabla 56.

Tabla 56.

Características y dimensiones

Elemento	Nombre	Cantidad	Dimensiones (mm)	Material	Anexo
1	Nodos A-H	8	35*35*35	TPU Flexible	Anexos (H-P)
2	Cruceta de centro	1	40*40*40	TPU Flexible	Anexo Q
3	Tubo Diagonal $\varnothing = 12mm$	8	355.165	Fibra de carbono	Anexo R
4	Tubo Laterales y Columnas $\varnothing = 10mm$	12	423.3	Fibra de carbono	Anexo S
5	Tubo $\varnothing = 5mm$	6	578.34	Fibra de carbono	Anexo T

4.2. Prototipado y construcción de Uniones.

En base al diseño previo de la estructura se han determinado 8 uniones de los extremos, para ello se toma en cuenta que en las caras del cubo se deberá adicionar una diagonal con objeto de evitar fuerzas de torsión en el vuelo del UAV como se puede apreciar en la Figura 69 del capítulo 3. Se inicia ésta etapa con el prototipado rápido de los nodos de la estructura de acuerdo al material que se seleccionó, TPU flexible.

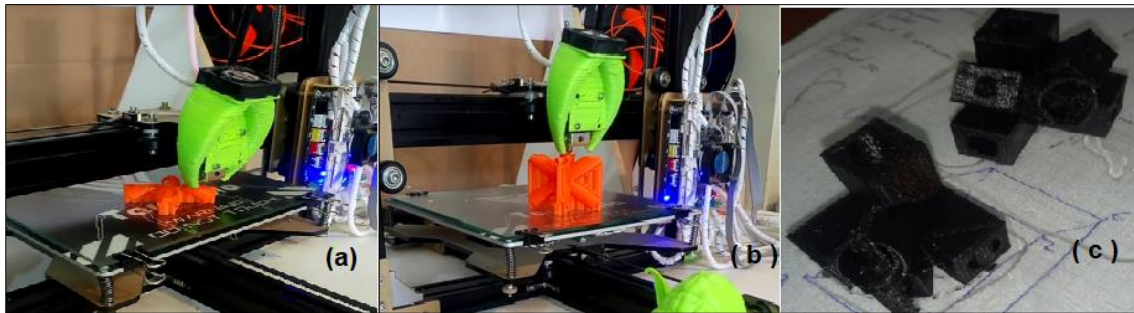


Figura 70. a) Impresión de La cruzeta de Centro b) Cruzeta final c) Nodos para la estructura final.

Nota: Para obtener una correcta distribución del material de impresión en TPU, se ha determinado mantener la configuración que se muestra en la Figura 3 manteniendo una densidad de relleno siempre de 17 %.

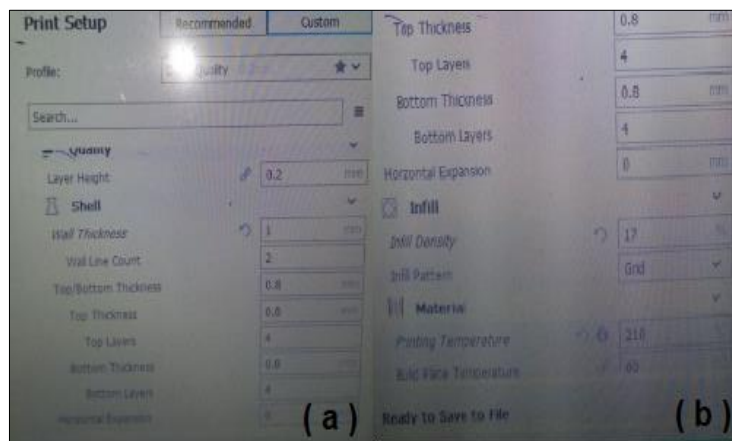


Figura 71. a) Configuraciones de Capa b) Configuraciones de relleno

Los nodos y la cruceta referentes a la estructura Omnidireccional deben ser inspeccionados, debido que pueden existir secciones donde presenten imperfecciones y no permitan adecuadamente acoplarse a la tubería se recomienda retirar el material excedente y corroborar que las distancias sean idóneas.

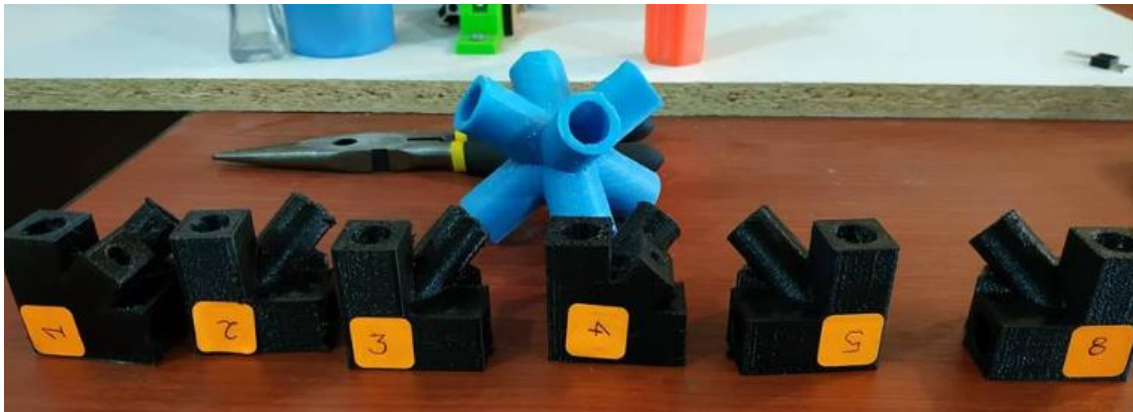


Figura 72. a) Preparación del material TPU previo al acople.

4.3. Ensamblaje de la estructura

Una vez con los elementos de unión se debe continuar con la preparación del material de fibra de carbono, asegurando que no presenten imperfecciones de fábrica e igualmente los nodos no tengan desperfectos de continuidad.

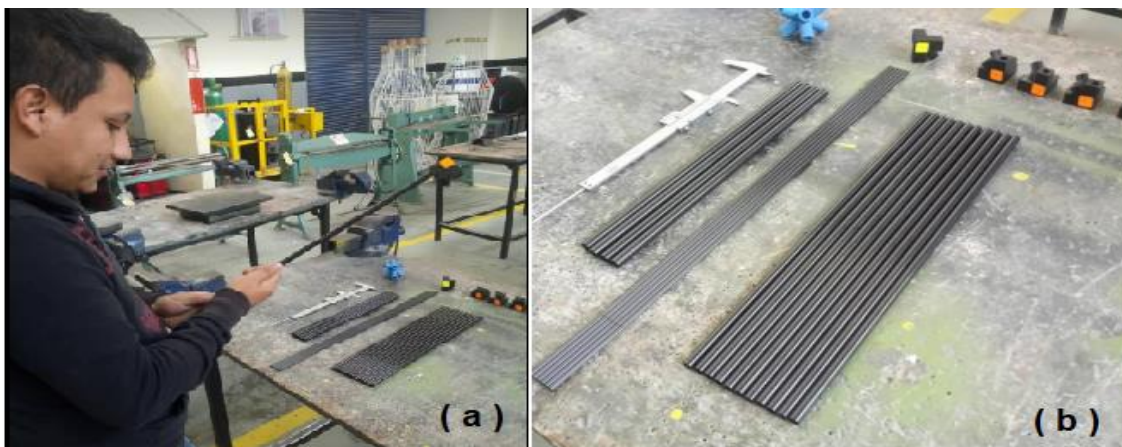


Figura 73. a) Preparación de los tubos b) Elementos constructivos a disposición

Se procede a cortar de los tubos de fibra de carbono. Siguiendo a detalle las medidas que se pueden verificar en la Tabla 56.



Figura 74. a) Corte de los elementos diagonales b) Corte de elementos laterales.

Una vez finalizado la operación de corte en los elementos de fibra de carbono, es necesario realizar una inspección de longitudes, verificando que no existan rebabas, y que se presente regularidad en los extremos de los tubos.



Figura 75. a). Inspección final de longitudes

Posteriormente, es necesario unir los elementos diagonales a la cruceta de centro, y de similar forma se requiere que los tubos laterales se unan con los nodos para formar el cubo, siendo indispensable considerar la utilización de un pegamento cuyas propiedades se pueden describir en el Anexo U, debido a que son uniones rígidas el pegamento asegura características apropiadas para su uso.



Figura 76. Ensamble cruceta de centro

Una vez insertados todos los elementos a la cruceta se acopla al cubo respectivo, únicamente asegurando que se inserte correctamente la longitud del tubo que debe ser aproximadamente 15mm luego de ello verificar las juntas.



Figura 77. a) Ensamblaje b) inspección de juntas

Posterior a ello se adiciona la cruceta de centro, dónde es importante mencionar que se sugiere incorporar paulatinamente cada tubo de la diagonal y seguir verificando las longitudes en cada lado (450 mm), además es importante conocer la distancia teórica al centro de la cruceta debe ser siempre (225 mm).



Figura 78. a) Estructura de comprobación b) Verificación de la distancia al centro de masa

4.4. Ajuste y alineación de la estructura

Es muy importante conocer que la capacidad de estabilización del UAV depende directamente del equilibrio y la simetría en sus componentes, para ello se debe estandarizar todas las medidas, y garantizar la uniformidad de ésta morfología, ya que todas éstas características son indispensables para el vuelo referido al conjunto Omnidireccional.

Se debe asegurar que todas las longitudes referentes a los lados midan 450mm, y desde el nivel de referencia (piso), midan hacia el centro 225mm.

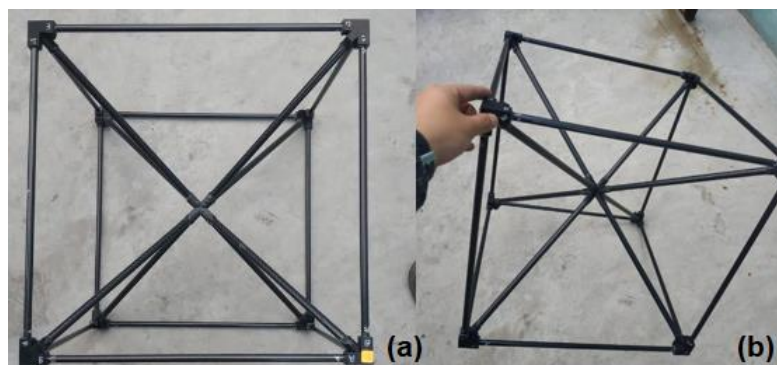


Figura 79. a) Alineación de las caras b) Verificación de las uniones en los nodos y rectitud de las columnas y vigas.

Seguido de ello se utilizará pegamento descrito en el Anexo U, que permitirá una correcta unión de todos los elementos de ésta manera como paso final se debe asegurar que todas las caras estén planas utilizando un nivel, además que sus diagonales tengan consecuentemente 45° de inclinación.



Figura 80. a) Unión con pegamento de las barras b) Verificación de nivel de las caras c) Inspección del nivel en todos los vértices.

4.5. Acoplamiento de motores

Los motores se van a distribuir de forma simétrica en todas las diagonales es indispensable, conocer que el eje motor debe estar perfectamente alineado con el tubo y de forma perpendicular, con 45° de inclinación, para ello será útil el uso de una aplicación Android que garantice precisión en ésta medida.

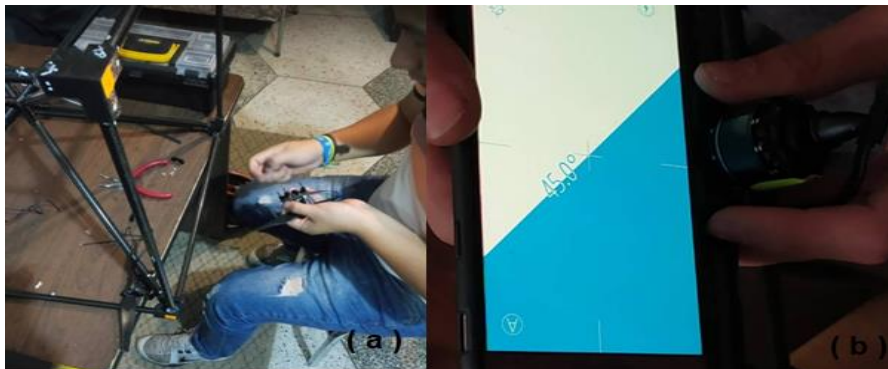


Figura 81. a) Acople de motores b) Calibración de inclinación.

Es fundamental adicionar conectores de unión de bronce, entre los motores y controladores de velocidad (ESC's), que permitirán el cambio de giro de los motores y proporcionarán facilidad al momento de desconectar un actuador, éstos conectores se sueldan con los cables terminales del motor y los del ESC, además ésta unión se aísla con cinta termo encogible.

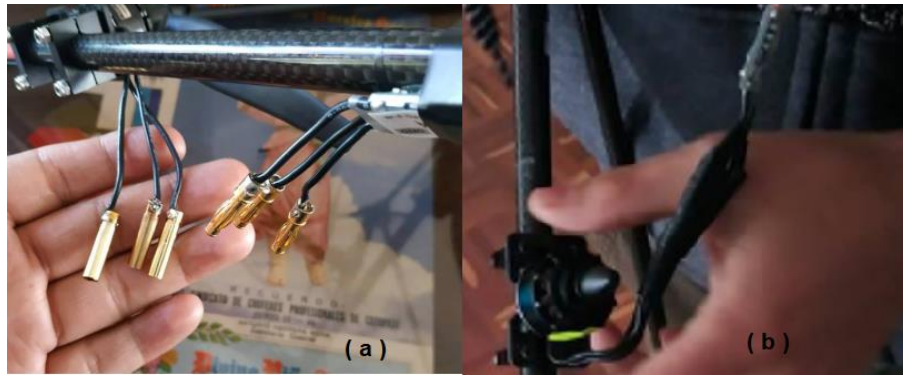


Figura 82. a). Soldadura de conectores b) Aislamiento de uniones.

Se verifica nuevamente las inclinaciones, para posteriormente adicionar los componentes electrónicos, de control y de navegación, es preciso indicar que los motores se ubicarán a 180mm del centro de la cruceta a modo de evitar la turbulencia generada por la rotación, y permitir que se adicionen los restantes elementos.

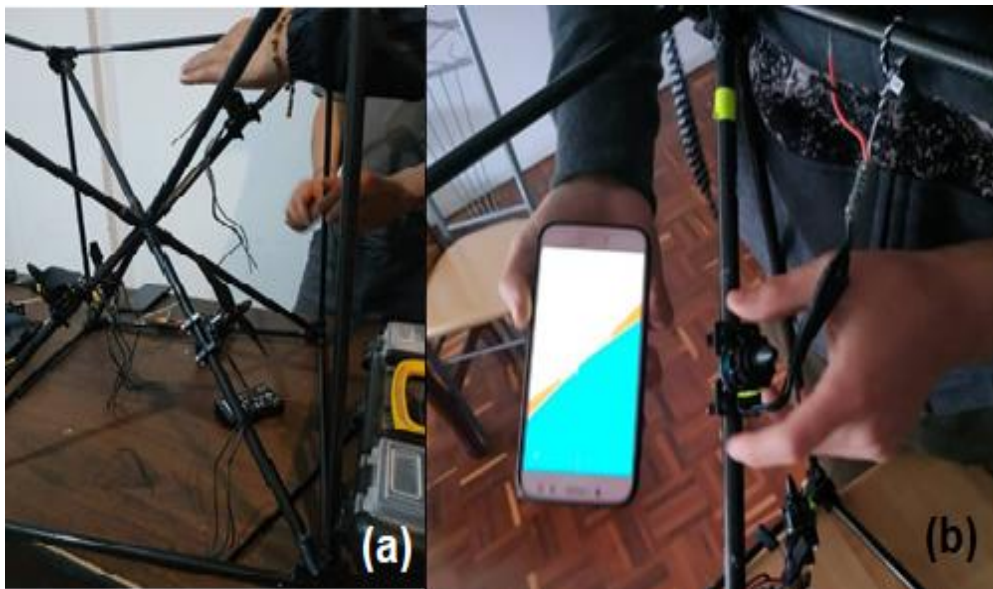


Figura 83. a). Inspección final de inclinación b) Medición de longitudes.

4.6. Acoplamiento de elementos electrónicos y de navegación.

Los componentes electrónicos que se van incorporar a la estructura Omnidireccional fueron seleccionados en el Capítulo 3, se prevee que el conjunto podrá realizar el primer vuelo.

4.6.1. Descripción general del sistema UAV

El conjunto Omnidireccional demanda una estructura dónde se pueda dar cabida a todos los componentes electrónicos que se van a incorporar, siendo de ésta manera necesario que se asegure una fuente estable de alimentación asimismo, una conexión adecuada de sus periféricos, sensores y elementos actuadores, para una mejor comprensión de la distribución del conjunto electrónico se detalla en la Figura 85.

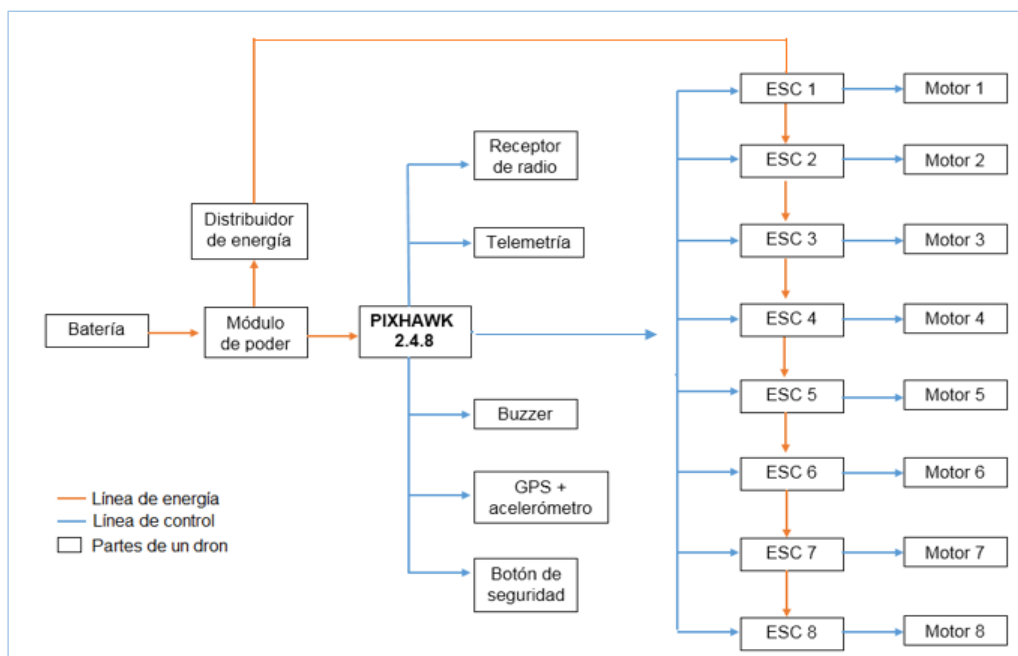


Figura 84. Distribución esquemática del sistema electrónico que compone para el UAV.

Seguidamente, se muestra los distintos dispositivos que integrarán el UAV Omnidireccional, siendo importante ubicar cada uno de ellos de la manera más compacta posible, La ubicación de los mismos se puede verificar en Anexos.

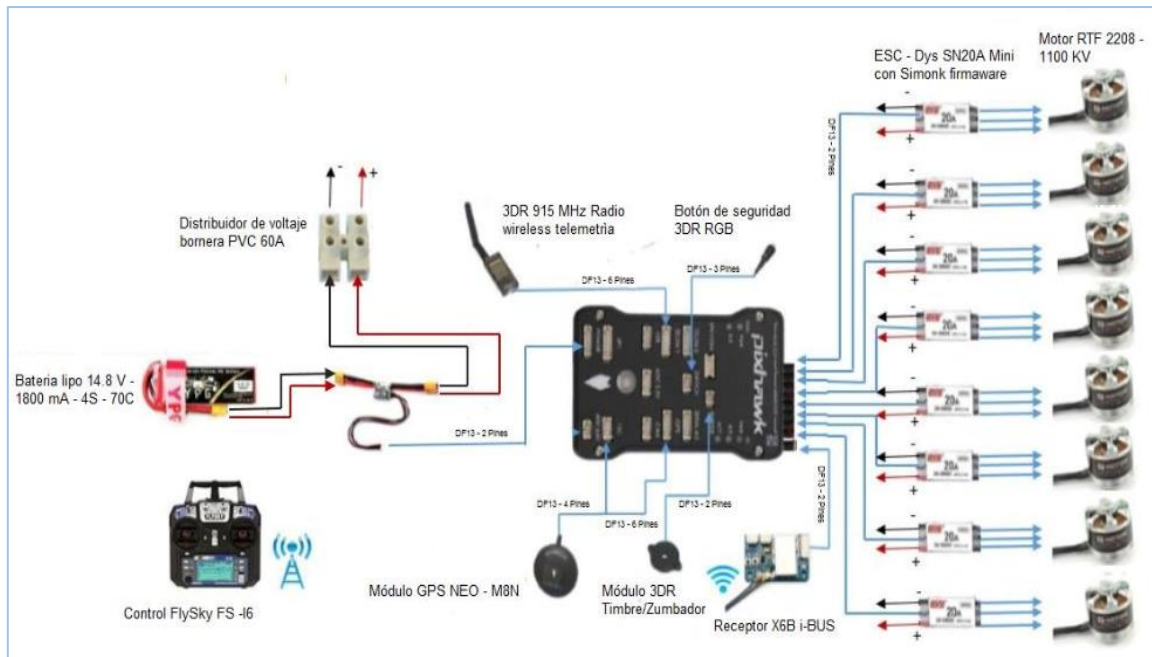


Figura 85. Diagrama electrónico de conexión

De acuerdo al diagrama anterior se instalan en la estructura todos los elementos mencionados detallados en el Capítulo 3.



Figura 86. a) Acople de la Tarjeta de control b) Módulo Gps c) Regulador de Tensión d) Módulo RC.

Una vez ensamblados los elementos electrónicos se adiciona la batería que se debe ser sujeta bajo la cruceta de centro, siendo de ésta manera que se puede distribuir de mejor forma el peso.



Figura 87. a) UAV Omnidireccional.

4.7. Configuración del Sistema de Control.

El sistema de control es indispensables para el funcionamiento adecuado del UAV, a continuación, se describen las distintas características que se debe conocer antes del vuelo del UAV, asimismo establecer la relación que existe entre las señales del radio control y el procesamiento de la placa controladora dedicada a garantizar los movimientos y la generación de trayectorias, tanto en modo manual como en modo automático. Siendo previamente necesario conocer que un vehículo aéreo con características de movimiento puede típicamente desplazarse en los cuatro grados de libertad comandados por el control remoto.

Tabla 57.

Sistema de control

Grados de Libertad	Descripción.	Simbología
Roll	Ángulo de giro en el eje x.	ϕ
Pitch	Ángulo de giro en eje y.	θ
Yaw	Ángulo de giro en eje z.	ψ
Throttle	Velocidad media de los motores, es el punto donde tiende a vencer la inercia propia del UAV.	(Th)

Para obtener las trayectorias mencionadas se toma como referencia el gráfico que se muestra a continuación.

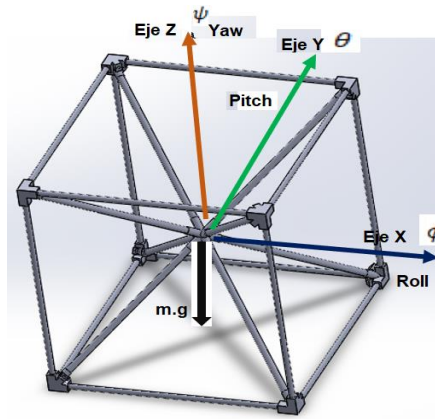


Figura 88. Ejes controlables.

4.7.1. Implementación del Control Basado en Pixhawk.

La gran mayoría de controladores que se han implementado en UAV's son basados en controladores PID, y desde el descubrimiento de los primeros códigos hasta la fecha actual siguen funcionando dichos algoritmos demostrando ser eficientes, es por ello que se ha decidido implementar en la estructura UAV Omnidireccional el controlador PID adherido al firmware instalado en la Pixhawk 4 FMU, para verificar características de estabilidad en el primer vuelo.

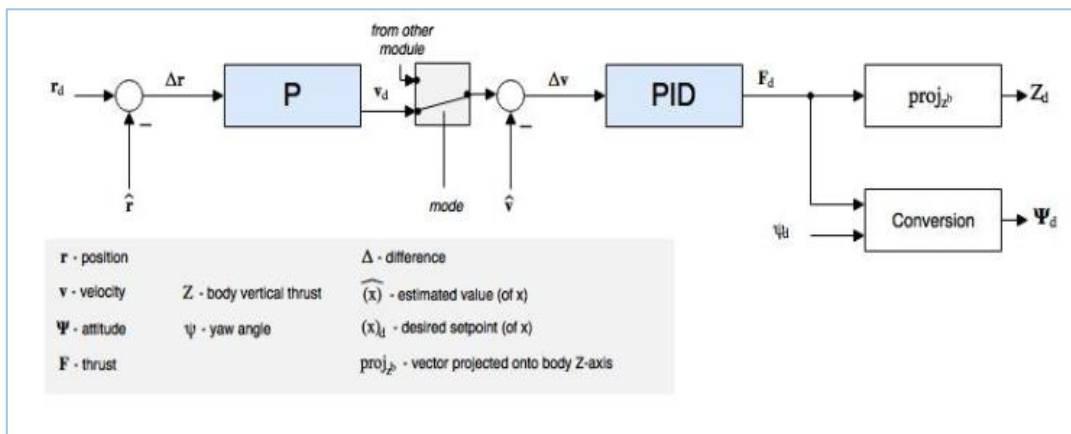


Figura 89. Control Basado en Pixhawk

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

a. Etapas del modelo de control de Pixhawk

Para la primera etapa el controlador recibe las condiciones de posición, donde cualquier perturbación provocada por el ambiente, será la señal de entrada para el controlador PID, de la tarjeta de control, como señal de salida se obtiene la velocidad de los actuadores notando una variación de la posición del ángulo Yaw, éste bucle se encuentra ejecutando constantemente, y permite el control adecuado del UAV.

b. Etapa de Ganancia Proporcional para Roll o Pitch

Como señal de entrada para el controlador, se obtiene una diferencia entre el ángulo real y el ángulo deseado basados en el (EKF2), el filtro extendido de Kalfman, que es un algoritmo que permite conocer la posición, velocidad, orientación basados en las medidas de giroscopios, acelerómetros, brújula, y distintos sensores que conformen el UAV.

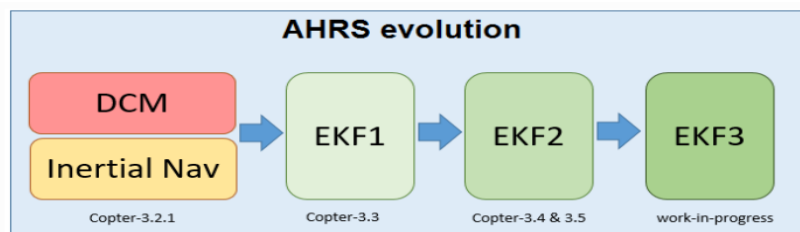


Figura 90. Proceso de obtención de la señal basado en un sensor de altitud de alta precisión (AHRS).

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

La señal obtenida de éste filtro será la ganancia proporcional que es un parámetro “P”, éste parámetro será corregido dónde;

$$\text{Corrección} = \text{Error} * P$$

De dónde a mayor valor de “P” se espera una respuesta muy rápida del controlador, mientras si sucede lo contrario, el controlador responde más suavemente a ésta corrección.

c. Control PID para Roll o Pitch

Una vez que se realiza la corrección, la señal se traduce a voltaje para los motores, mientras mayor sea se incrementa igualmente la potencia de los mismos, y depende directamente de la potencia que puede entregar la fuente de suministro, de la misma forma mientras mayor sea el valor de “P”, más rápida será la respuesta, si sucede lo contrario se tendrá una reacción más lenta.

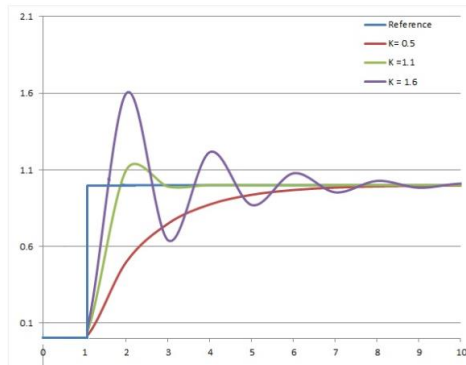


Figura 91. Sobre impulso para una entrada escalón del modelo PID.

Fuente: (JDrone & Co, 2018)

4.7.2. Control Manual

El radiocontrol, permitirá conseguir los movimientos en el espacio, y se pueden detallar los mandos a continuación:

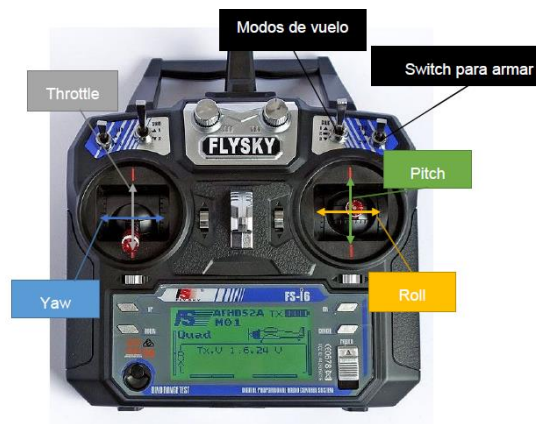


Figura 92. Mandos Radiocontrol.

Fuente: (Jané, 2017)

Se muestra la siguiente tabla para conocer los modos de vuelo que permitirá la plataforma de manera que el UAV, pueda interactuar, cumpliendo trayectorias comandadas por el radiocontrol para ello se ha preseleccionado volar en modo estabilizado.

Tabla 58.

Modos de vuelo de la plataforma APM Mission Planner

Modo	Descripción	Bloqueo GPS
Stabilize	Estabilizador, permite vuelo manual manteniendo estables los niveles “roll” y “pitch”	No Requiere GPS
Altitude Hold mode	Mantiene la altitud constante, permite maniobrar en “roll” “pitch” y “yaw”	No Requiere GPS
Loiter	Merodear, intenta mantener automáticamente la misma posición, grados y la altitud, se debe volar como modo manual.	Requiere bloqueo del GPS
RTL Mode	Vuelta al lugar de lanzamiento, navega alrededor de su zona de lanzamiento, se puede reajustar varios parámetros	Requiere bloqueo del GPS
Auto mode	El UAV seguirá una misión de vuelo programada, almacenada en el autopiloto.	Requiere bloqueo del GPS
Acro	Acrobacias, usa los sticks de RC, controlando la velocidad angular, el vehículo tiende a mantener la altitud.	No Requiere GPS
Sport	Velocidad controlada a estabilizar, y bloqueo de altitud, se puede conseguir un ángulo de inclinación y mantenerlo estable.	No Requiere GPS
Drift	Flotar, permite volar como si fuera un avión, en tiempos automáticos coordinados.	No Requiere GPS
Guided Mode	El UAV es guiado inalámbrica a una localización, usa telemetría y una aplicación de estación de tierra.	Requiere bloqueo del GPS
Circle Mode	Orbitar en círculos sobre el punto de interés con la cara del vehículo apuntando al centro.	Requiere bloqueo del GPS
Position Mode	Mantiene una localización y un grado consistente, y se controla el throttle manualmente.	Requiere bloqueo del GPS
Land Mode	Realiza el aterrizaje.	No Requiere GPS
Follow me mode	El UAV sigue los movimientos del usuario usando el planeador de misiones.	Requiere bloqueo del GPS
Simple and Super Simple Modes.	Controla el vehículo independientemente de la posición del piloto es la combinación de los modos Sport, Drift y Land Fligt.	No Requiere GPS

Fuente: (Servers & IT by jDrones, 2016)

4.7.3. Configuraciones previas de vuelo

Antes de iniciar la configuración de la plataforma es necesario que el UAV sea conectado mediante USB, asimismo se recomienda la instalación de Mission Planner, para ésta configuración se utiliza la versión 1.3.58, ésta plataforma permitirá conseguir las velocidades necesarias de los motores para cumplir con el modo de vuelo seleccionado, además se debe notar que las luces indicadoras de la tarjeta de control se encuentren de forma cíclica e intermitente, también se puede apreciar un sonido característico de las ESC's.

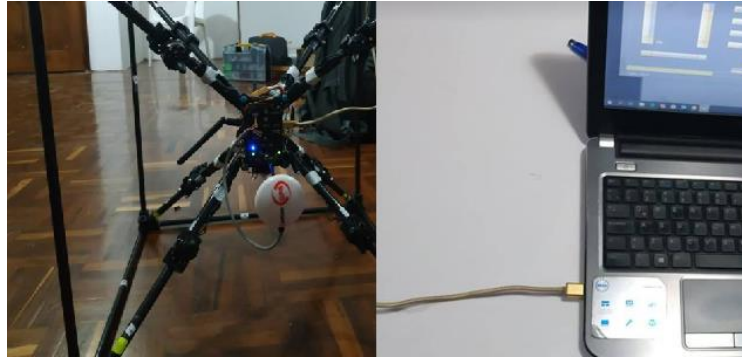


Figura 93. Conexión vía USB.

Para conseguir éste tipo de vuelo se ha tomado a consideración que los motores deberán poseer una alineación característica de octocóptero, cuya fuerza de empuje estará dirigida siempre de forma perpendicular a las diagonales, para ello se ha verificado la alineación de los actuadores y se ha realizado un reajuste de la inclinación de los mismos de modo que el frame queda configurado de la siguiente forma usando una vista frontal:

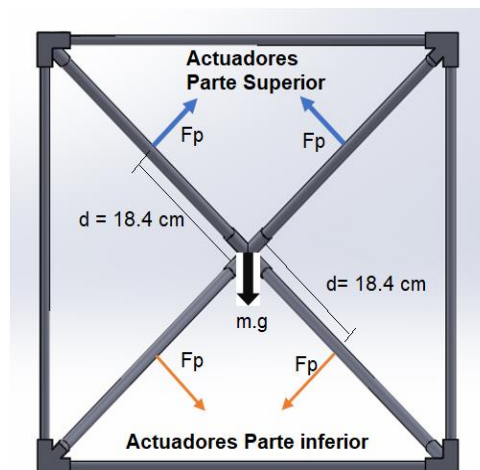


Figura 94. Alineación de motores

4.7.4. Configuración primer vuelo manual del UAV.

Se inicia con la configuración de octocopter para, comenzar cargando el firmware referente a un multirrotor de ocho actuadores Arducopter V3.6.3 Octa Quad.

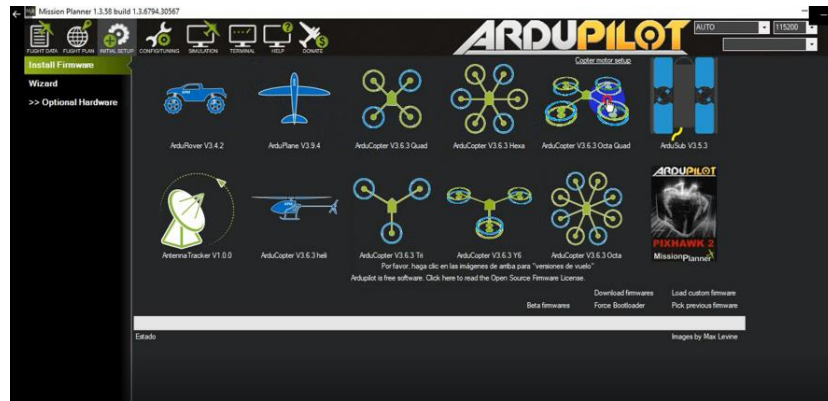


Figura 95. Selección de frame.

Seguido de ello hay que pulsar satisfactoriamente en las pantallas siguientes hasta que se cargue completamente, el firmware referente a un octocóptero, es importante señalar que no existe un firmware propiamente dedicado para el tipo de morfología de UAV que se desea implementar, por tanto se requiere de pruebas para validar el correcto funcionamiento, además recordar que esto requiere conexión de internet.

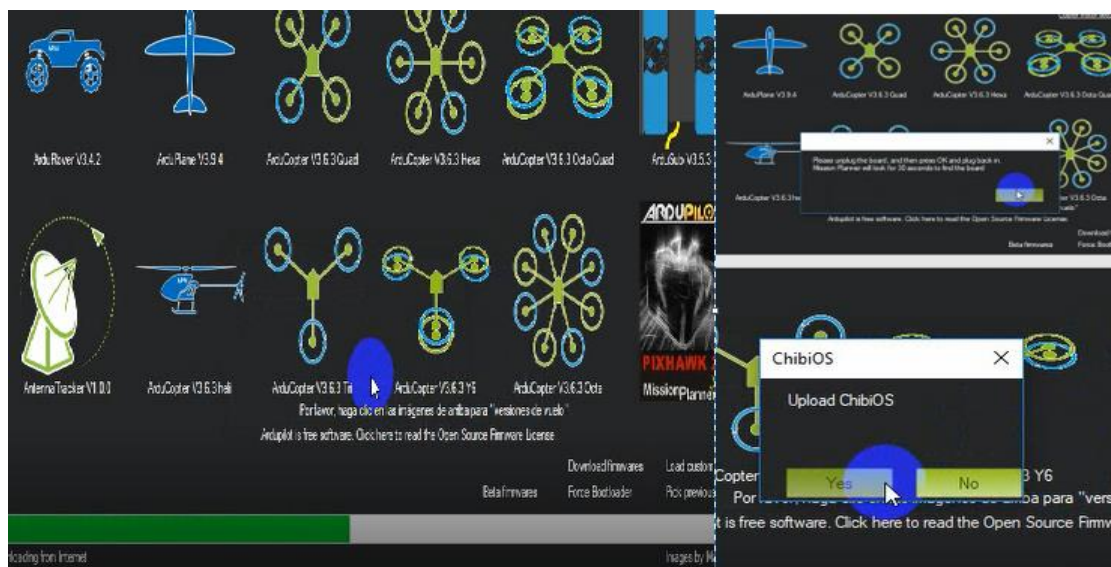


Figura 96. Instalación de Firmwares.

Cuando se haya finalizado la instalación del firmware se debe esperar un tono musical en la Tarjeta de control, para confirmar que exitosamente ha culminado este proceso.

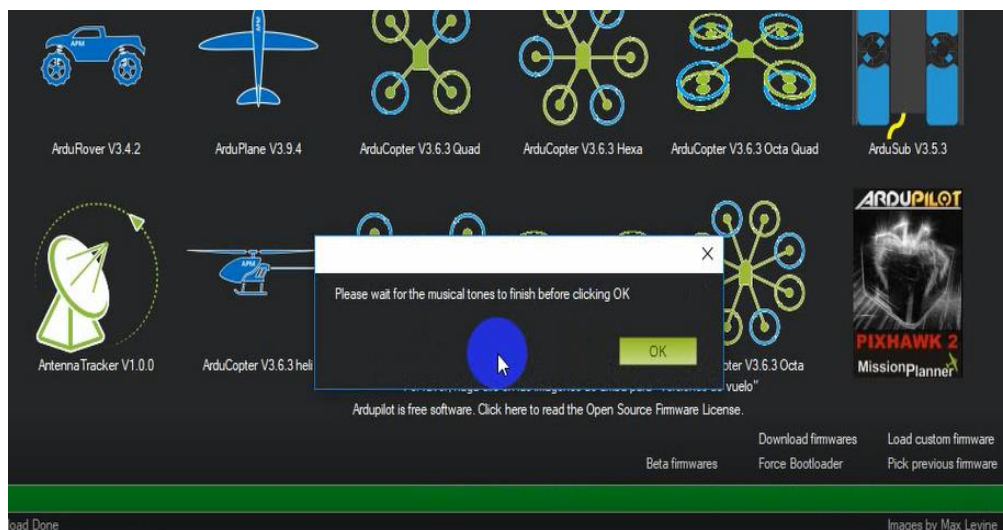


Figura 97. Pantalla finalización de instalación de Firmware.

a. Configuración en la tarjeta de control.

Se debe recordar que éste tipo de plataforma permite el funcionamiento de otro tipo vehículos automáticos, se elegirá la opción multirotor, y seguido de ello el tipo de frame.



Figura 98. Selección de tipo de VANT y tipo de frame.

Preseleccionar el puerto de comunicación para conectar la tarjeta al proceso, es fundamental verificar que el puerto se encuentra reconocido, también recordar que se está trabajando en una plataforma APM, que permite la configuración de PX4 FMU.

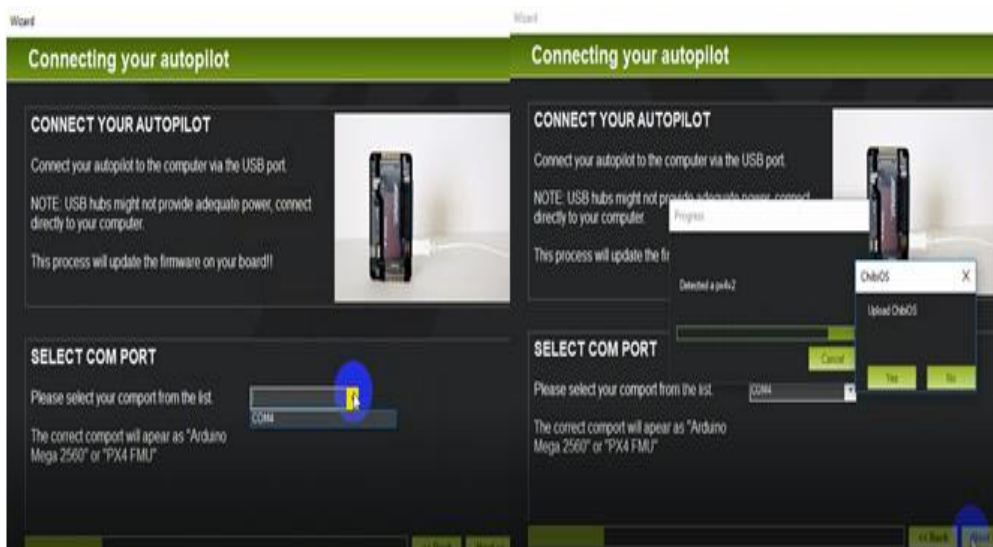


Figura 99. Selección de Puerto de comunicación USB.

Se requiere la desconectar la tarjeta, para que se pueda realizar la configuración, además se solicita verificar el parpadeo característico de los led indicadores y esperar alrededor de 30 segundos para que el sistema vuelva a reconocer la tarjeta una vez vuelto a conectar

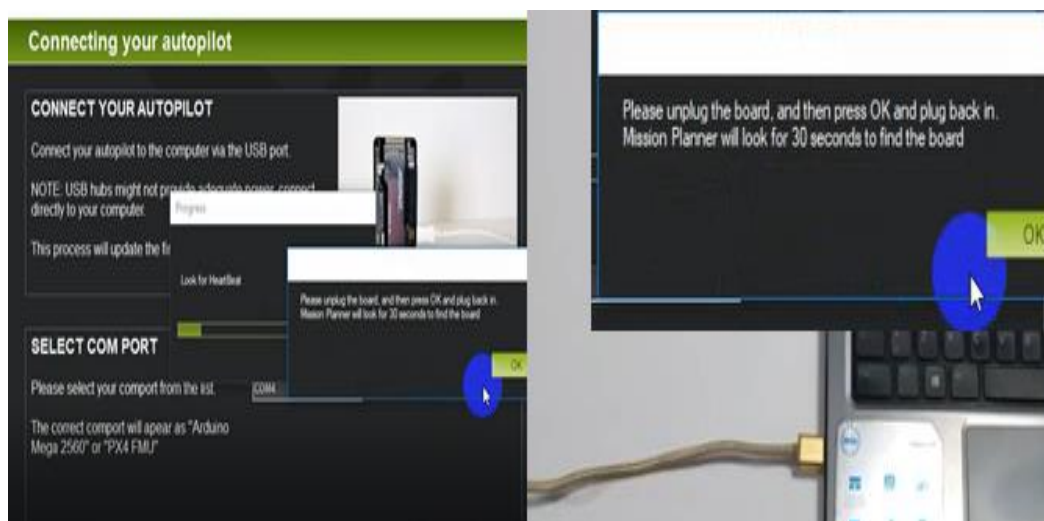


Figura 100. Conexión y desconexión de la FMU.

La plataforma usa el protocolo MavLink para instalar los componentes necesarios para la configuración del UAV.

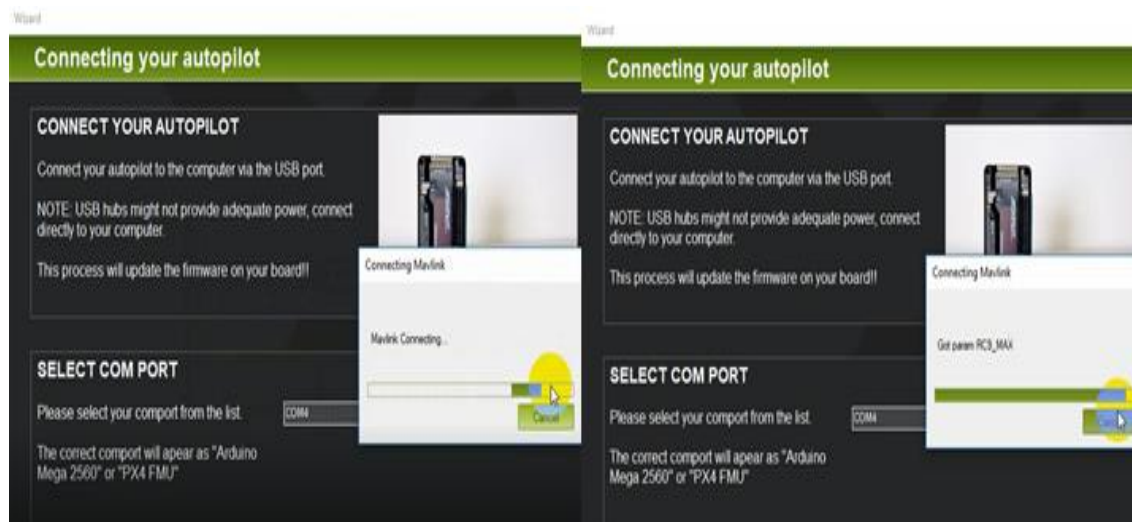


Figura 101. Configuraciones MavLink FMU.

Verificar que se encuentre ubicado el puerto COM correcto y 115200 Baudios para la comunicación y se puede apreciar que el sistema se encuentra enlazado a la plataforma.

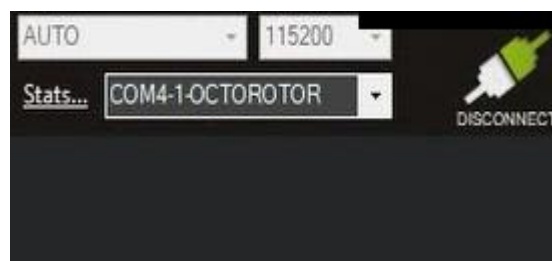


Figura 102. Comunicación con la placa.

En el siguiente paso se verifica el diseño de frame, se pretende señalar que ésta configuración se puede adaptar a la forma de chasis que se ha seleccionado.

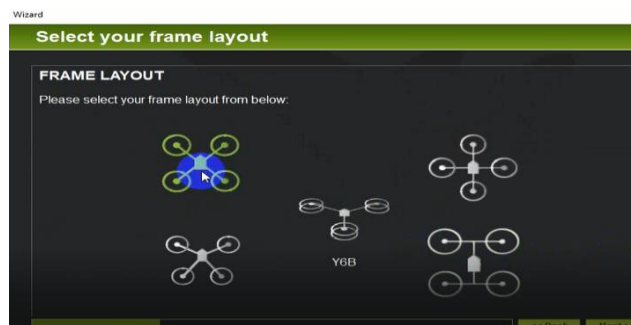


Figura 103. Forma de frame.

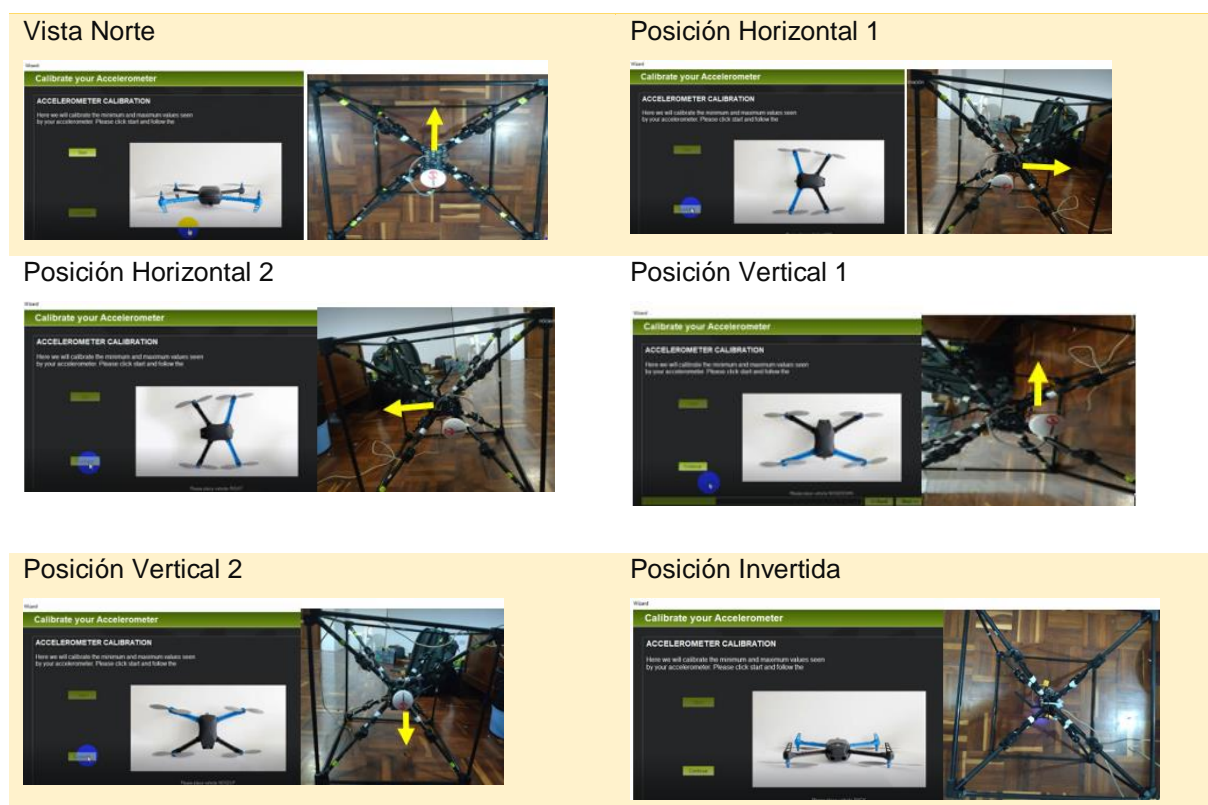
b. Configuración de Acelerómetro

El UAV posee una arquitectura interna, determinada por GPS, acelerómetro, giroscopios que son indispensables para que la IMU (Unidad de medición Inercial), conozca datos de posición, desplazamiento y aceleraciones, que permitirán conseguir las trayectorias que el sistema demande, iniciando éste proceso con la configuración de acelerómetro como muestra en la Tabla 51.

Tabla 59.

Configuraciones Acelerómetro

Configuraciones de Acelerómetro



c. Configuración de Brújula.

Es el elemento que permite que el sistema tenga como referencia siempre el norte ayudado del GPS, por tanto se necesitan los siguientes pasos para su configuración. Esto requiere realizar un reconocimiento en los seis ejes que son considerados de movimiento controlable del UAV, se debe iniciar con desplazamientos circulares de todo el conjunto.

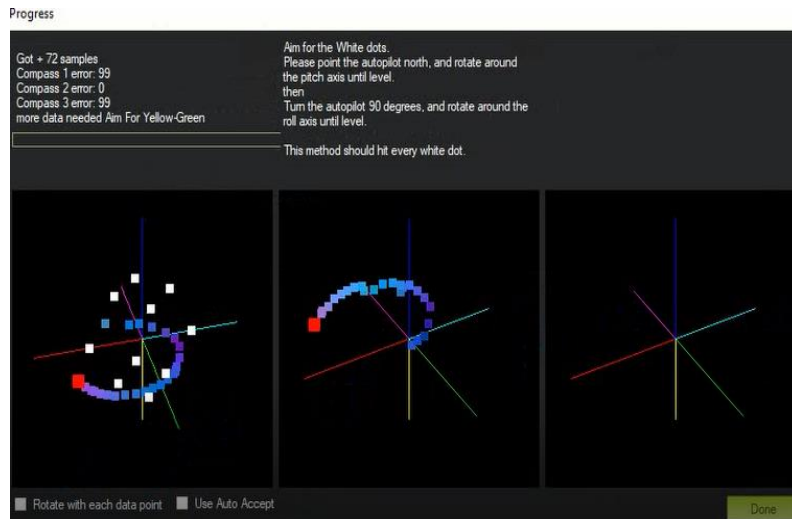


Figura 104. Desplazamientos Circulares.

Cada cara de la estructura Omnidireccional debe tratar de conseguir la mayor cantidad de puntos, de esto dependerá la precisión en la configuración de la Brújula. Se debe conseguir al menos una rotación completa en referencia a las caras del cubo.

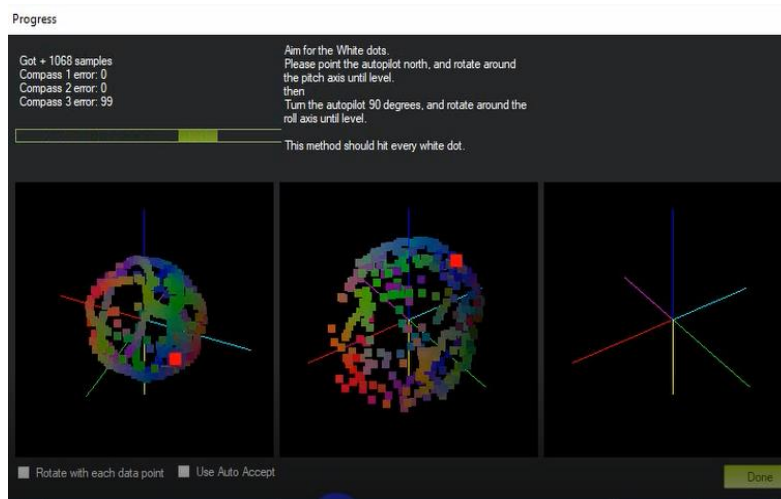


Figura 105. Calibración de la brújula.

Se recomienda recopilar la mayor cantidad de puntos de manera que se pueda ver prácticamente una esfera, en éste momento se ha culminado con ésta configuración y se procederá a continuar.

d. Procedimiento para el Monitor de batería

La plataforma Mission Planner, permite monitorear el estado de la batería para ello se procede a completar los parámetros característicos de la batería. En éste caso se ha seleccionado una batería de 1800 mah, y un sensor 3DR que es el regulador instalado en el UAV. Ésta versión de Mission Planner incorpora APM 2.5, es el autopiloto que posee configuraciones estándar para el diseño de drones.

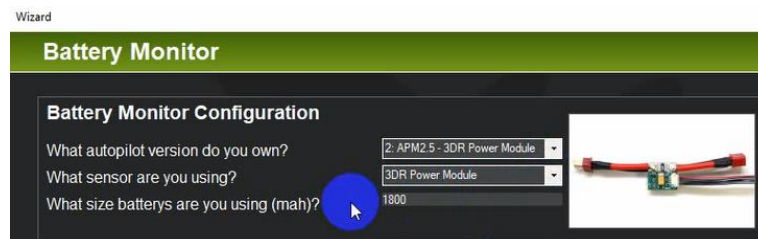


Figura 106. Configuraciones del monitor de batería.

Posterior a toda ésta configuración será necesario realizar un reajuste en las lecturas de la batería para obtener el valor de voltaje real, esto se detallará más adelante.

e. Calibración del Radio Control

Esta configuración es indispensable para obtener los rangos adecuados, en los distintos ejes que se va a desplazar únicamente se debe colocar cada mando en los puntos máximos y mínimos.

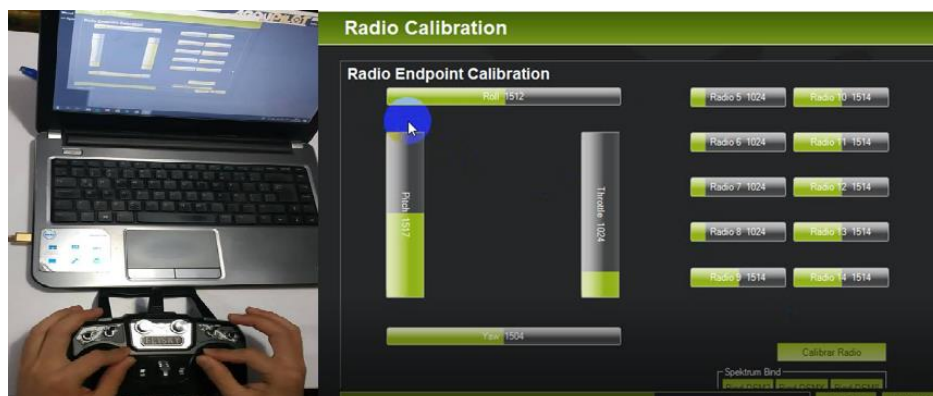


Figura 107. Calibración de rangos para el Radiocontrol.

Una vez finalizado se establecerán automáticamente los rangos, y quedarán guardados de acuerdo a las características de control, ésta configuración asegura obtener las aceleraciones máximas y mínimas para el vuelo.

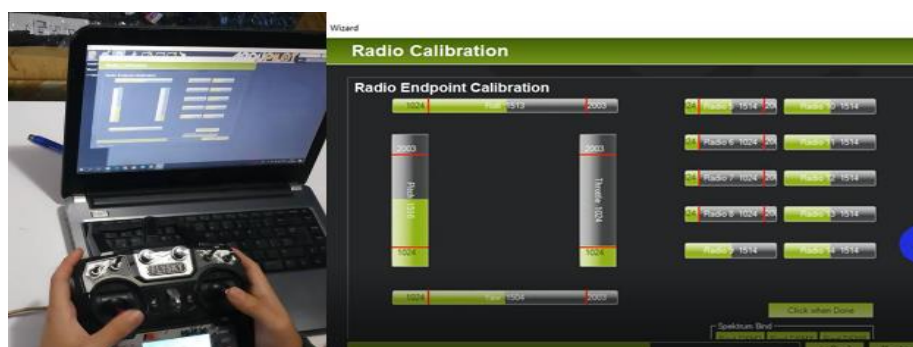


Figura 108. Activación de todos los mandos del control.

Al culminar hay que verificar que el Trottle debe estar en bajo y pulsar en continuar para proseguir con la configuración.

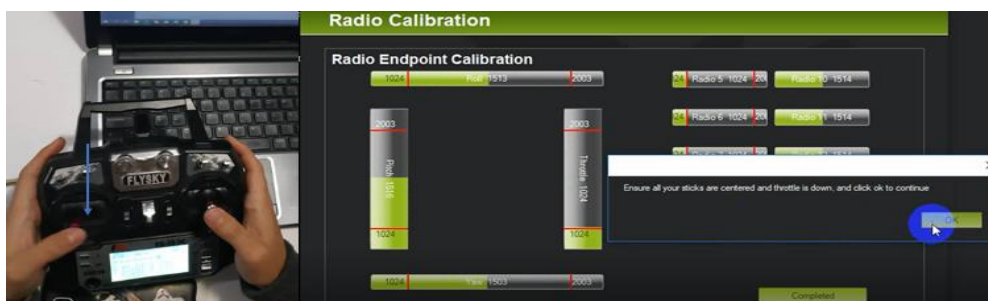


Figura 109. Verificación de los mandos.

También se verifica el estado de los dieciséis canales que tiene el radio control para seguir con la configuración.

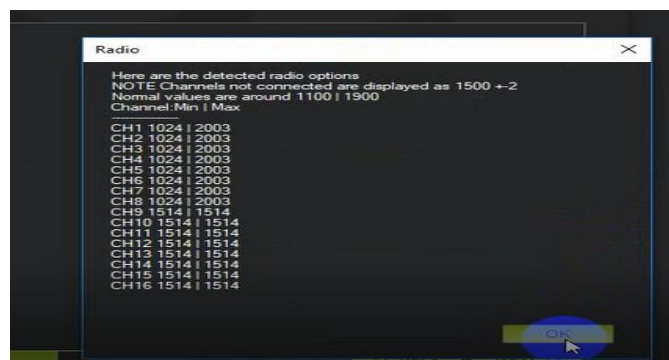


Figura 110. Canales detectados en la operación.

f. Verificación y modos de vuelo

Luego se muestra una pantalla con las alternativas de vuelo ahí se puede determinar el estado actual de la configuración o poder escoger algún otro modo de vuelo de acuerdo a la Tabla 50, pero en éste caso se desea verificar el modo estabilizado en el canal 1.

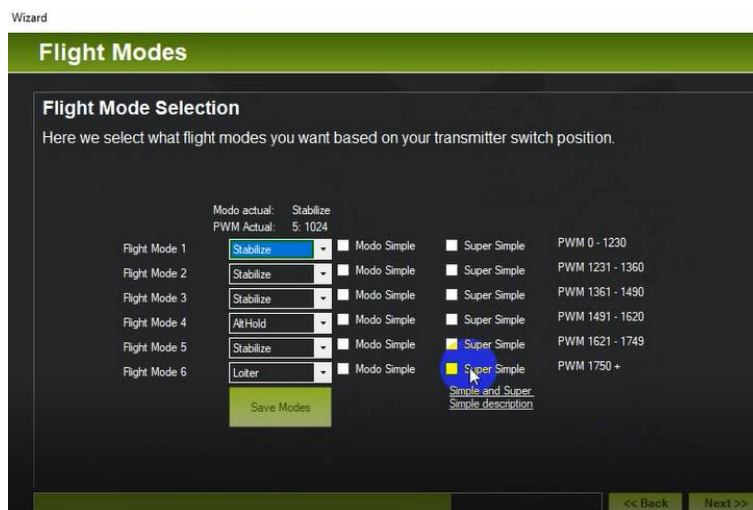


Figura 111. Modos de vuelo.

Finalmente se muestra el estado actual de la configuración realizada, dónde se ha configurado las condiciones necesarias para el primer vuelo, de ésta manera se muestra una pantalla en donde se han detallado el estado de configuración de los sistemas.

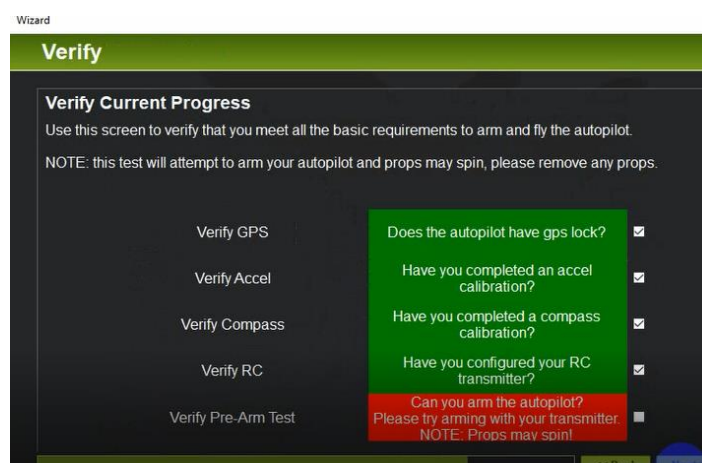


Figura 112. Verificación de sistemas inerciales.

Para finalizar, se debe realizar un proceso manual en el control, dónde se tiene que “pre-armar” el conjunto, esto implica que todo el sistema entra a funcionar, para ello en el control se mueve las perillas en la dirección mostrada y se verifica que todos los sistemas inerciales mencionados están en marcha.

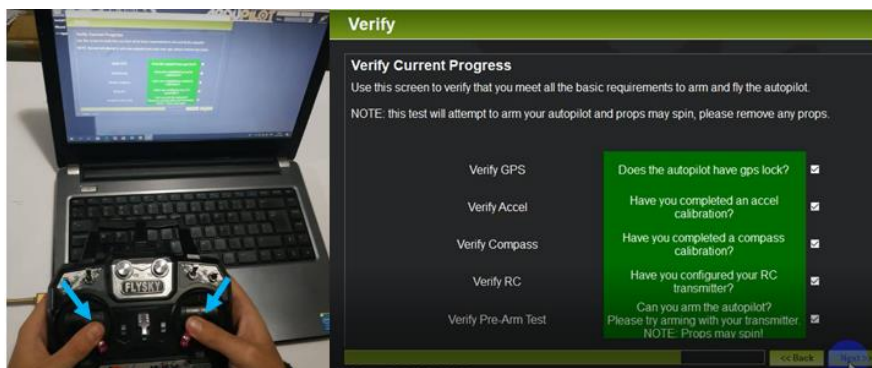


Figura 113. Pre armado y verificación del sistema en general.

4.7.5. Configuraciones adicionales

a. Medición de Batería

En el apartado de configuraciones, ingresar a Monitor de batería y modificar los parámetros como se muestran en la Figura 114, pero previamente desconectar la batería, y escribir el valor medido de la batería en éste caso 15.82 Volts.



Figura 114. Configuraciones de lectura de batería.

Volver a desconectar la batería y verificar que el valor se aproxime a “cero”, al volver a conectar verificar en el monitor la lectura real de la batería, esto indica que está correctamente mostrando los valores reales del estado de carga de las celdas.

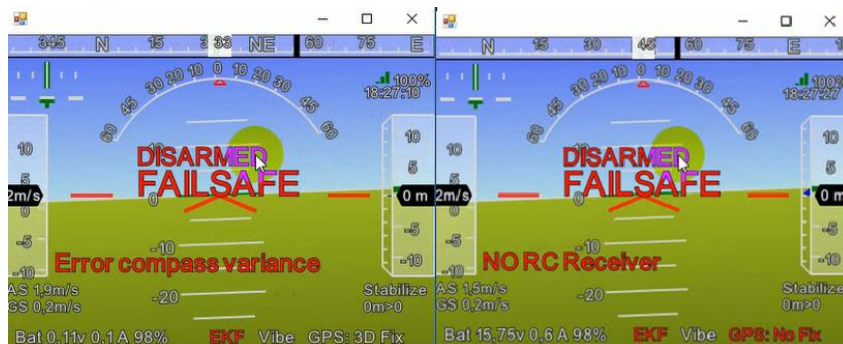


Figura 115. Valores de lectura de la batería

b. Deshabilitar Arming Check

Ésta configuración evita que el sistema entre a funcionamiento de manera automática, es importante deshabilitar ésta opción por seguridad, éste proceso se realiza en configuraciones avanzadas.



Figura 116. Ingresar a configuraciones Avanzadas.

Luego desplegar la opción de “Full Parameter List” dónde se podrán modificar todas las variables que intervienen en la configuración de la tarjeta de control, siendo importante buscar la opción de “Arming Check”, y deshabilitarla. El valor de “cero” en la casilla corresponde a deshabilitado.

Parameter	Value	Unit	Default	Description
AHRS_TRIM_X	0.0159791	rad	-0.1745 +0.1745	Compensates for the roll angle difference between the control board and the frame. Positive values make the vehicle roll right.
AHRS_TRIM_Y	0.02829534	rad	-0.1745 +0.1745	Compensates for the pitch angle difference between the control board and the frame. Positive values make the vehicle pitch up/down.
AHRS_TRIM_Z	0	rad	-0.1745 +0.1745	Not Used
AHRS_WIND_MAX	0	m/s	0.127	This sets the maximum allowable difference between ground speed and airspeed. This allows the plane to cope with a falling airspeed sensor. A value of zero means to use the airspeed as is.
AHRS_YAW_P	0.2		0.1 0.4	This controls the weight the compass or GPS has on the heading. A higher value means the heading will track the yaw source (GPS or compass) more rapidly.
ANGLE_MAX	4500	cddeg	1000 8000	Maximum lean angle in all flight modes
ARMING_ACCTHRESH	0.75	m/s/s	0.25 3.0	Accelerometer error threshold used to determine inconsistent accelerometers. Compares this error range to other accelerometers to define a hardware or calibration error. Lower value means tighter check, and harder to pass arming check. Not all accelerometers are created equal.
ARMING_CHECK	0		0: None 1: All 2: Barometer 4: Compass 5: GPS Lock 16: INS (Nertal Sensors - accota & gyro) 32: Parameters (unused) 64: ESC Channels 128: Board voltage 256: RC level 512: Low battery level 1024: Hardware safety switch 2048: Hardware safety switch 4096: GPS configuration	Checks prior to arming motor. This is a bitmask of checks that will be performed before allowing arming. The default is no checks, allowing arming at any time. You can select whatever checks you prefer by adding together the values of each check type to set this parameter. For example, to only allow arming when you have GPS lock and no RC failure you would set ARMING_CHECK to 72. For most users it is recommended that you set this to 1 to enable all checks.
ARMING_RUDDER	2			
ARMING_VOLT_MIN	0	V		The minimum voltage of the first battery required to arm. 0 disables the check
ARMING_VOLT2_MIN	0	V		The minimum voltage of the second battery required to arm. 0 disables the check
ATC_ACCEL_P_MAX	110000	cddeg/s/s	0: 1800000 Disabled 30000 Very Slow 72000 Slow 108000 Medium 152000 Fast	Maximum acceleration in pitch axis
ATC_ACCEL_R_MAX	110000	cddeg/s/s	0: 1800000 Disabled 30000 Very Slow 72000 Slow 108000 Medium 152000 Fast	Maximum acceleration in roll axis
ATC_ACCEL_Y_MAX	27000	cddeg/s/s	0: 220000 Disabled 49200 Very Slow 108000 Slow 36000 Medium 54000 Fast	Maximum acceleration in yaw axis

Figura 117. Desactivación de la opción de Arming.

c. Calibración de ESC's

Los ESC's tienen un sonido característico y normalmente deben tener un sincronismo en dicho sonido, previamente se debe desconectar la batería y retirar las hélices de los motores.



Figura 118. Preparación del Radiocontrol

Se conecta la batería, los indicadores de la tarjeta deben estar en luces cíclicas de azul, amarillo y rojo, esto quiere decir que las ESC's están listas para calibrar.

Se desconecta y se conecta la batería una vez más dónde “cuatro sonidos consecutivos” indican que la batería ha sido reconocida, se esperan “dos beeps” consecutivos adicionales, que indican que se ha capturado la máxima aceleración para las ESC's. Seguidamente se posiciona el “Throttle” en el punto más bajo.



Figura 119. Posicionamiento del Throttle en bajo.

Finalmente es necesario acelerar un par de veces la perilla del Trottle y se garantiza que la calibración ha concluido.



Figura 120. Posicionamiento del Trottle en bajo.

Fuente. (3DRobotics, 2013)

CAPÍTULO V

RESULTADOS

5.1. Sintonización de parámetros para el controlador

La plataforma Mission Planer en el firmware de APM, permite el vuelo de un UAV, con configuraciones de PID preestablecidas, pero no siempre ésta configuración garantiza el vuelo óptimo de un tipo de UAV que se pretende implementar debido a que el frame que posee no es característico de ésta plataforma, y por tanto se requiere modificar manualmente dichos parámetros para obtener una mejor respuesta del controlador de vuelo.

Para realizar ésta configuración se debe conocer los valores de ganancia P, I, D, que es la variación para los ángulos (Roll, Pitch, Yaw), que son parámetros que efectivamente intervienen en la forma de vuelo del UAV y modificarán las características en el control de movimientos y aceleraciones.

Inicialmente se verifican que los valores son los que se puede ver en la Tabla 52 donde únicamente es necesario conocer que se afectará el modo estabilizado.

Tabla 60.

Valores iniciales de sintonización para el UAV.

Valores iniciales de las Ganancias para el controlador PID en el UAV.		
K_P	θ	2.5
	ϕ	2.5
	ψ	2.5
K_D	$\dot{\theta}$	0.01
	$\dot{\phi}$	0
	$\dot{\psi}$	0
K_I	θ	1
	ϕ	1
	ψ	1
K_I	θ	1
	ϕ	1
	ψ	1

En base a un vuelo preliminar del Dron se verifica una respuesta lenta del controlador, con los valores preestablecidos para las ganancias, por lo que en primera instancia se debió elevar el valor de K_p , a 2 y 0.1. Logrando una respuesta más rápido para el controlador.

Para sintonizar el valor de K_p fue necesario iniciar con un valor muy pequeño de 0.135 y se debe incrementar sucesivamente hasta verificar que con un valor de 0.18 se demuestra una respuesta que disminuye las oscilaciones producidas al momento de que el UAV toma un cambio de trayectoria, y de igual forma los valores del integral, y proporcional, siendo además importante para el ángulo de dirección ψ , volver a cambiar el valor del proporcional modificando a valores de 4 a 4.5, los cuales permitieron conseguir una mejor respuesta.

The image shows a flight controller parameter tuning interface with the following settings:

Stabilize Roll (Error to Rate)	Stabilize Pitch (Error to Rate)	Stabilize Yaw (Error to Rate)	Position XY (Dist to Speed)
P: 4.500	P: 4.500	P: 4.500	P: 1.000

Lock Pitch and Roll Values

Rate Roll	Rate Pitch	Rate Yaw	Velocity XY (Vel to Accel)
P: 0.135	P: 0.135	P: 0.180	P: 2.000
I: 0.090	I: 0.090	I: 0.018	I: 1.000
D: 0.0036	D: 0.0036	D: 0.000	D: 0.500
IMAX: 0.5	IMAX: 0.5	IMAX: 0.5	IMAX: 100
FILT: 20.000	FILT: 20.000	FILT: 2.500	

Throttle Accel (Accel to motor)	Throttle Rate (VSpd to accel)	Altitude Hold (Alt to climbrate)	WPNav (cm's)
P: 0.500	P: 5.000	P: 1.000	Speed: 500.000
I: 1.000			Radius: 200.000
D: 0.000			Speed Up: 250.000
IMAX: 80			Speed Dn: 150.000
			Loiter Speed: 1250.000

Ch6 Opt: None
 Min: 0.000 to 1.000
 Ch7 Opt: Do Nothing
 Ch8 Opt: Do Nothing

Buttons: Write Params, Refresh Screen

Figura 121. Correcciones de valores PID

Para los valores de las ganancias K_I de todos los ángulos se empieza con un valor igualmente pequeño de 0.001 e igualmente se empieza a incrementar, pero esto influye en el tiempo de respuesta, por lo que se considera trabajar con los valores calibrados por defecto, por otro lado en la dirección ψ se ha verificado que con un valor de $K_I = 0.02$ se obtiene un valor aceptable en la respuesta a las perturbaciones por lo que se ha determinado mantener la siguiente configuración para usar el modo estabilizado Tabla 53.

Tabla 61.

Valores finales de sintonización para el UAV.

Valores corregidos de las Ganancias para el controlador PID en el UAV.		
K_P	θ	4.5
	ϕ	4.5
	ψ	4.5
K_D	$\dot{\theta}$	0.135
	$\dot{\phi}$	0.135
	$\dot{\psi}$	0.18
K_I	$\ddot{\theta}$	0.036
	$\ddot{\phi}$	0.036
	$\ddot{\psi}$	0.00
K_I	$\dot{\theta}$	0.09
	$\dot{\phi}$	0.09
	$\dot{\psi}$	0.018

Fuente. Autores

5.2. Prueba de Lift.

Ésta prueba es muy usual para el uso de cualquier tipo de hélice, sirve para evaluar la fuerza de empuje producido por la misma, de manera que se verifique si el empuje producido por las mismas cumple con el propósito de mantener en vuelo al conjunto. Para lograr esta prueba ha sido necesario implementar un banco de pruebas; que consiste en una báscula y un soporte para el conjunto motor-hélice, donde se tiene que incrementar la velocidad y verificar el valor de empuje producido.



Figura 122. Maqueta para prueba de empuje motriz.

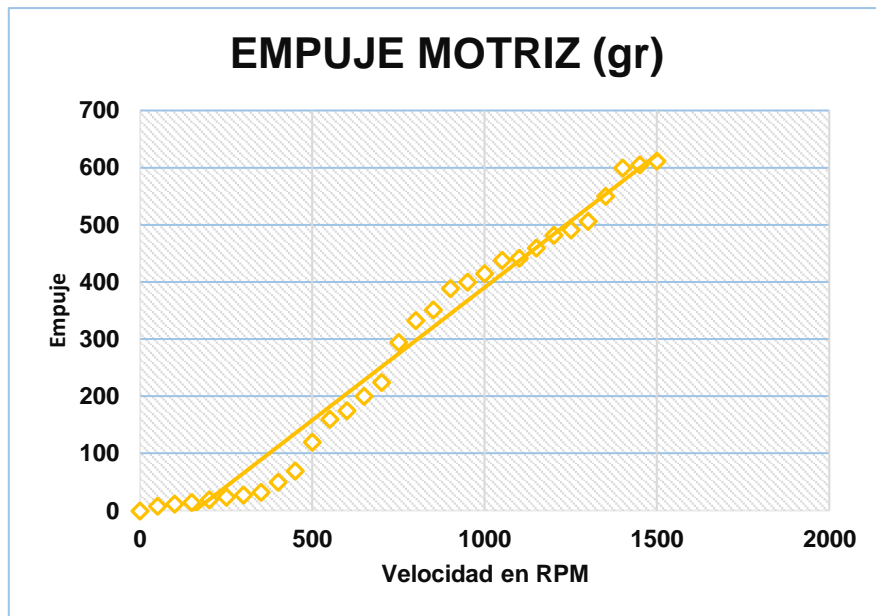


Figura 123. Gráfica de empuje motriz.

Se evidencia un valor máximo de empuje motriz real de 608 gramos, ésta valor será útil para evaluar la fuerza necesaria para elevar, la estructura Omnidireccional.

5.3. Prueba de Trayectoria

Para demostrar el vuelo Omnidireccional se ha determinado evaluar las aceleraciones referidas a todos los ejes espaciales a_x , a_y y a_z ; esperando obtener una mínima cantidad de oscilaciones en a_z , menores que las aceleraciones para estabilización (a_x , a_y), siendo de esta forma que se ha decidido realizar diez pruebas, con periodos de tiempo de entre 2 y 3 minutos, para determinar el comportamiento del UAV al describir una ruta pilotada, como se muestra en la figura 3.

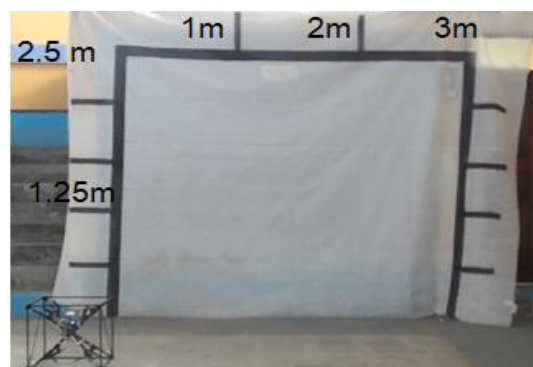


Figura 124. Ruta para tomar datos de aceleraciones e inclinaciones.

Igualmente se ha incluido como sensor de medida un equipo móvil Android con la aplicación Physics Toolbox Kit, que monitorea las señales provenientes del acelerómetro del equipo mencionado, además permite la obtención de datos en milisegundos, lo que le hace adecuado para la verificación de aceleraciones y medidas de inclinación provenientes del UAV Omnidireccional

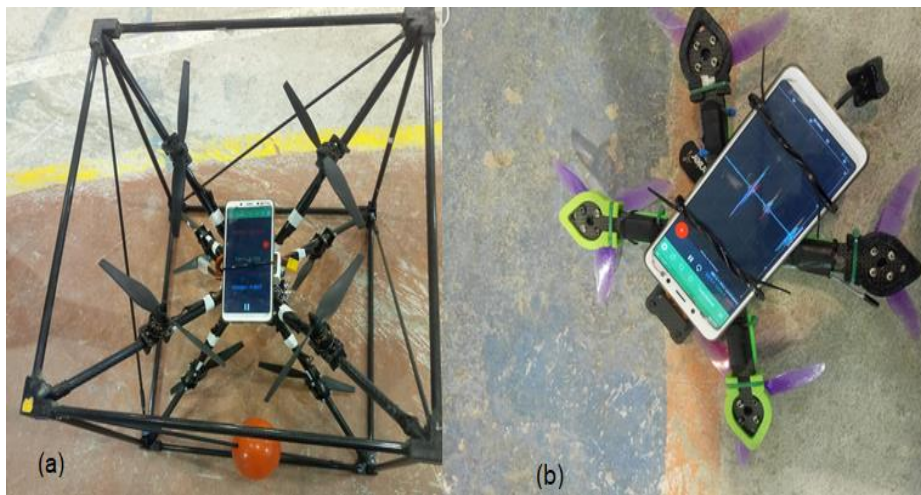


Figura 125. a) Montaje del móvil para medición UAV Omnidireccional b) Montaje del móvil UAV tipo Racer.

Los resultados de estas señales obtenidas, se pueden verificar en diez imágenes adjuntadas en anexos y presentamos como ejemplo una que se muestra a continuación, de lo que se puede concluir

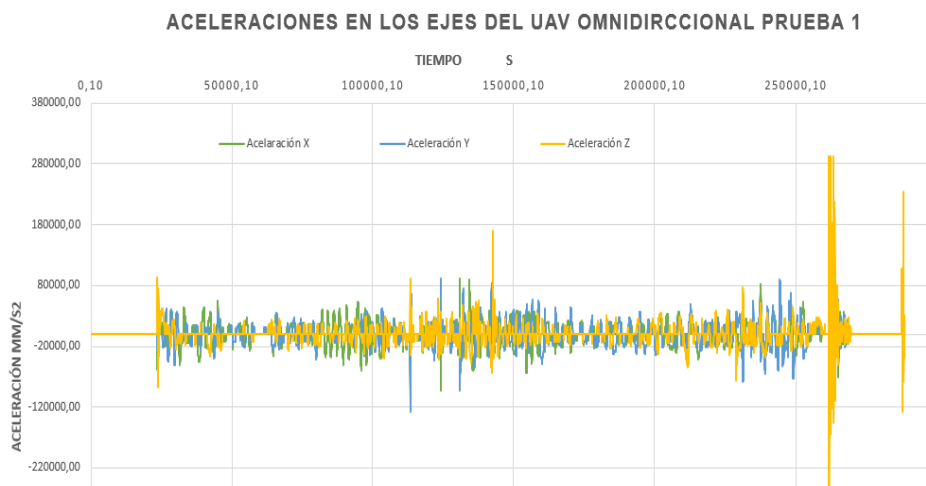


Figura 126. Aceleraciones en los Ejes UAV

Se puede notar que el valor de las aceleraciones correspondientes al eje Z que permite el ascenso o descenso del UAV, fluctúan entre menores valores pico, que determinan la estabilidad en ascenso y descenso, únicamente se encuentra un valor disparado tanto al inicio como al descenso del conjunto, debido a que es natural que el equipo experimente condiciones de mayor inercia tanto para el despegue y aterrizaje.

5.4. Pruebas de ruta

Se buscará en primera instancia que el UAV pueda describir rutas en línea recta tanto de forma horizontal como vertical, para visualizar la forma de desplazamiento que caracteriza ésta estructura de manera que se ha podido recopilar la siguiente información que se muestra en la figura 6.

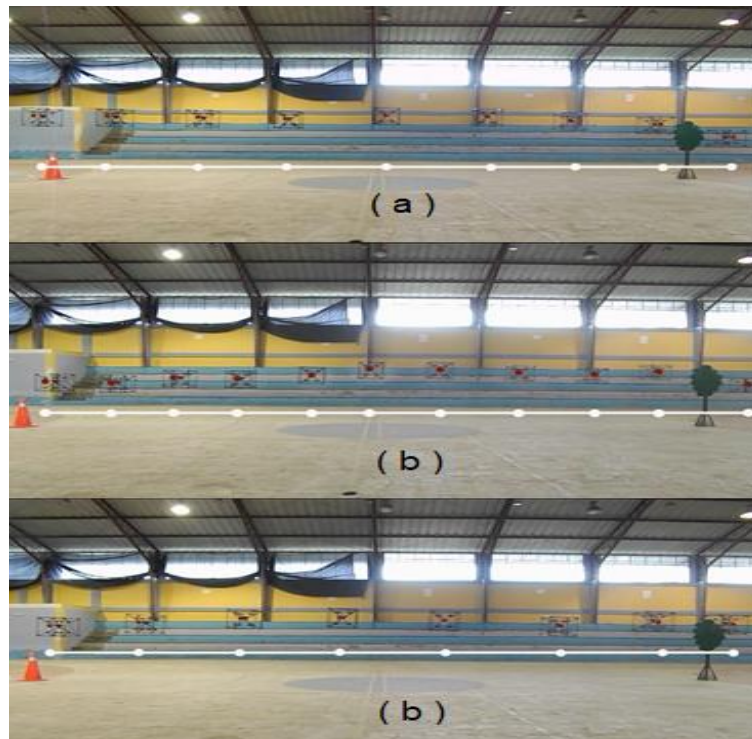


Figura 127. a) Prueba Horizontal 1 b) Prueba Horizontal 2 c) Prueba Horizontal 3.

Se ha podido observar que el UAV tiene la tendencia a conservar una linealidad en su desplazamiento horizontal, de forma que no se presenta inclinaciones aparentes

para realizar éstas maniobras, pero se verificarán las aceleraciones y medidas angulares de Alabeo y Cabeceo para corroborar éstas variaciones en todo el conjunto.



Figura 128. a) Prueba Horizontal 4.

El UAV Omnidireccional posee la característica de conservar un plano horizontal para describir cualquier movimiento inclusive al momento del despegue como muestra en la figura 130.



Figura 129. a) Despegue vertical 1.

5.5. Pruebas en base a giroscopio y acelerómetro

Para realizar las pruebas de movimiento se ha decidido evaluarlas en tres tipos de ruta, línea recta horizontal, línea recta vertical y una ruta combinada en arco como muestra la figura 130. Es además indispensable conocer el valor de las aceleraciones en los ejes y valores de alabeo y cabeceo.

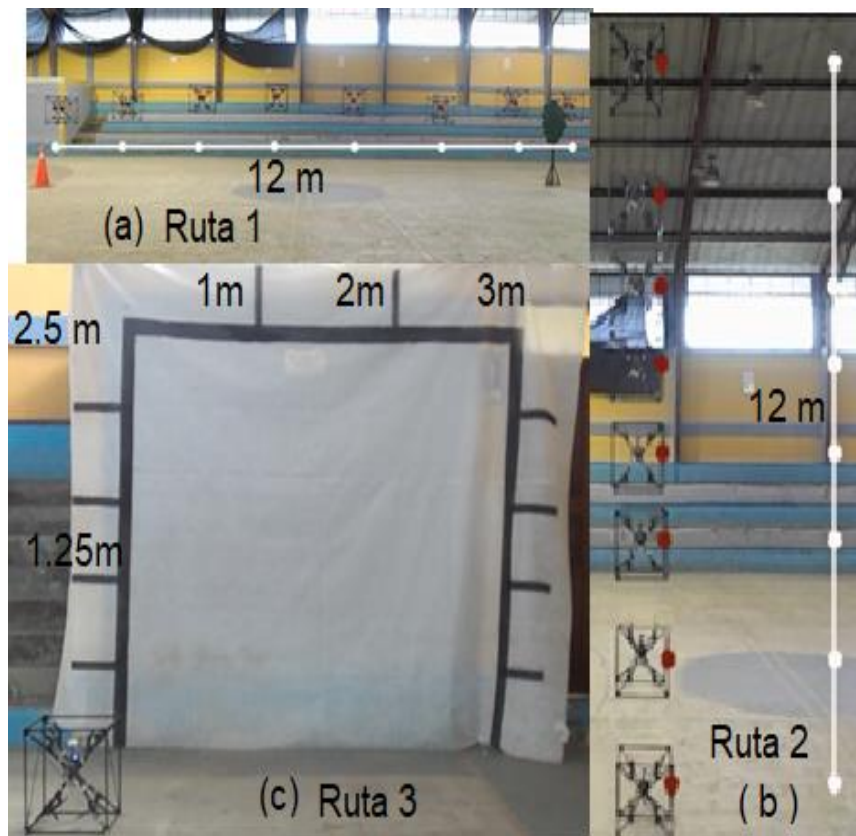


Figura 130. a) Ruta línea Horizontal b) Ruta Vertical c) Ruta Combinada Arco.

Los resultados de esta prueba serán evaluados en tres categorías, **B**: Bueno, **R**: Regular. **M**: Malo, de acuerdo a la tabla siguiente, y basándose en recomendaciones para los estándares de vibraciones en UAVS de la comunidad. (Copter, 2014). Se determina que los límites para las vibraciones en los ejes X e Y sean menores que $\pm 30 \frac{m}{s^2}$, y el eje Z de $\pm 60 \frac{m}{s^2}$ en modo estable durante el vuelo.

Para las inclinaciones de alabeo y cabeceo únicamente se considerará como 90° el mayor ángulo de inclinación, 45° el límite de inclinación y valores menores a

10° valores óptimos para un vuelo estabilizado. De acuerdo a todas estas consideraciones estos criterios quedan de la siguiente manera.

Tabla 62.

Aceleraciones x-y-z

Consigna	Límite	Ponderación
Aceleración X	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Aceleración Y	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Aceleración Z	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Cabeceo	$inclinación \leq 10^\circ$	B
	$10^\circ \leq inclinación \leq 45^\circ$	R
	$inclinación \geq 45^\circ$	M
Alabeo	$inclinación \leq 10^\circ$	B
	$10^\circ \leq inclinación \leq 45^\circ$	R
	$inclinación \geq 45^\circ$	M

En las tablas que se muestran se detallan los porcentajes obtenidos por el comportamiento del UAV Omnidireccional al describir los tres tipos de ruta, es indispensable aclarar que para cumplir una trayectoria omnidireccional del tipo que deseamos conseguir en esta investigación, el UAV no debe presentar anticipadamente un giro para cumplir una determinada trayectoria, debido a criterios o consideraciones de holonomicidad para este tipo de dispositivos como se ha mencionado en el Capítulo 2.

Tabla 63.*Evaluación Aceleración en el eje "X"*

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	B	100	-	-
2	B	R	B	66.67	33.33	-
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	B	B	B	100	-	-
5	M	B	B	66.67	-	33.33
Total				80	6.66	13,34

Tabla 64.*Evaluación Aceleración en el eje "Y"*

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	M	B	66.67	-	33.33
2	B	R	B	66.67	33.33	-
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	B	B	M	66.67	-	33.33
5	M	B	B	66.67	-	33.33
Total				66.67	6.66	26.67

Tabla 65.*Evaluación Aceleración en el eje "Z"*

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	M	M	B	33.33	-	66.67
2	R	M	B	66.67	-	33.33
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	R	B	M	33.33	33.33	33.33
5	B	B	B	100	-	-
Total				60	6.66	33.4

Tabla 66.*Evaluación Cabeceo "UAV"*

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	R	66.67	33.33	-
2	B	B	B	100	-	-
3	B	B	B	100	-	-
4	R	B	B	66.67	33.33	-
5	R	B	B	66.67	33.33	-
Total				80	20	-

Tabla 67.*Evaluación Alabeo "UAV"*

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	B	100	-	-
2	R	B	B	66.67	33.33	-
3	B	B	B	100	-	-
4	M	B	R	33.33	33.33	33.33
5	B	B	R	66.67	33.33	-
	Total			73.33	20	6.67

A continuación, se verifica un resumen de los datos obtenidos anteriormente. En la seguida Tabla 68.

Tabla 68.*Resumen de las pruebas obtenidas*

Criterio de Evaluación	%B	%R	%M
Aceleración eje X	80	6.66	13.34
Aceleración eje Y	66.67	6.66	26.67
Aceleración eje Z	60	6.66	33.4
Cabeceo	80	20	0
Alabeo	73.33	20	6.67
Total	72%	12%	16%

5.5.1. Resumen de las pruebas obtenidas

Para evaluar estas características del UAV Omnidireccional es necesario comparar con los movimientos ejecutados de un dron tipo RACER, que tiene un tiempo de autonomía de vuelo aproximado de 3 minutos, que por esta razón se ajusta a las condiciones del dispositivo que se requiere verificar, dónde los resultados globales se muestran en la Tabla 69.

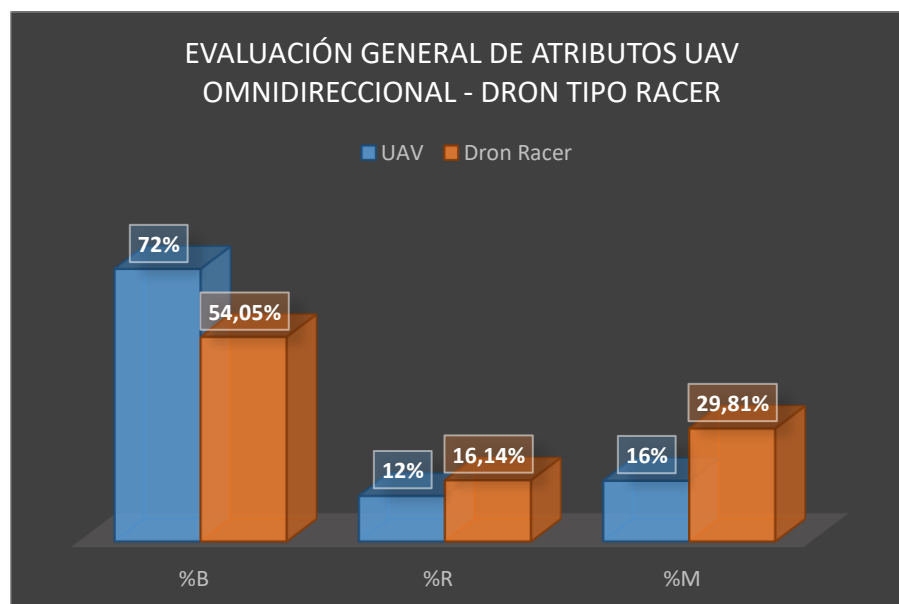
Además que la plataforma volara omnidireccional sea capaz de ejecutar movimientos en cualquiera de los componentes del plano para lo cual previamente no debiera modificar su orientación a partir de su estado de movilidad demostrando un mayor grado de complejidad (CarolChangL, Dtdanilo , 2015)

Tabla 69.

Resumen de las pruebas obtenidas dron tipo Racer

Criterio de Evaluación	%B	%R	%M
Aceleración eje X	58.55	5.76	35.69
Aceleración eje Y	6.11	58.74	35.15
Aceleración eje Z	60.15	7.53	32.32
Cabeceo	65.01	3.8	31.19
Alabeo	80.41	4.87	14.72
Total	54.05%	16.14%	29.81%

Una vez terminadas las pruebas con ambos equipos se ha podido verificar que el porcentaje de pruebas buenas en el “UAV Omnidireccional” es 72% en relación del 54.05% obtenido por el dron comercial tipo Racer, donde los resultados totales se pueden comprobar en el siguiente diagrama estadístico de barras.

**Figura 131.** Evaluación general de atributos UAV.

5.6. Resultados Obtenidos

Para todas las trayectorias realizadas en los UAV se puede observar que la estructura Omnidireccional presenta ventajas en vuelo estabilizado, evidenciando movimientos de manera suavizada.

- Se puede contrastar que el UAV Omnidireccional tiene un 17.95% mejores características de estabilidad en relación a todas las rutas evaluadas.
- Es necesario considerar que siempre existirán vibraciones producidas propias del movimiento omnidireccional, en este caso se ha mejorado en un 4.14% esta característica, ya que éstos dispositivos de vuelo son sensibles a las perturbaciones, por lo que se podría asegurar que, el UAV Omnidireccional tendrá ventaja en condiciones de vuelo en ambientes externos.
- El mejoramiento de la forma de vuelo ha sido importante verificar, ya que de manera visual la estructura implementada presenta características diferentes en el desplazamiento para cumplir una trayectoria.
- El Dispositivo que se pretende implementar proporciona seguridad al operario, para que se realicen investigaciones referentes, al desarrollo de plataformas de vuelo omnidireccional.

5.7.1. Validación de la Hipótesis

La hipótesis que se requiere verificar es:

¿La implementación de un UAV resistente al impacto permitirá el vuelo Omnidireccional en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE extensión Latacunga?

- **Variable Dependiente**

Permite el vuelo omnidireccional

- **Variables Independientes**

UAV resistente al impacto

Para verificar esta hipótesis se ha determinado aplicar el método de Chi-Cuadrado, debido a que se van a evaluar las cualidades de vuelo del UAV, y este método garantiza conocer la relación entre dos variables que se pueden relacionar. Aclarando que la única condición para que la prueba de omnidireccionalidad sea

aceptable, el UAV debe demostrar un movimiento manteniendo posición, dirección y orientación sin que anticipadamente realice un orientación específica

a. Hipótesis Nula (H_0)

El UAV resistente al impacto no permite el vuelo omnidireccional.

b. Hipótesis Alternativa (H_1)

El UAV resistente al impacto permitirá el vuelo omnidireccional.

Se determina en realizar 10 pruebas por cada ruta que se desea evaluar el comportamiento, de modo en que se observarán las características presentes en cada vuelo de prueba. Los resultados se muestran a continuación:

Tabla 70.

Datos obtenidos de la frecuencia observada

Rutas	B	R	M	Total
Trayectoria Recta Horizontal	4	3	3	10
Trayectoria Recta Vertical	5	3	2	10
Ruta combinada arco	3	4	3	10
TOTAL	12	10	8	30

Luego de obtener los datos de la tabla de frecuencia observada (O_{ij}) se procede a calcular la frecuencia esperada (E_{ij}) que queda determinado por la siguiente fórmula estadística (Gibaja, 2009):

$$E_{ij} = \frac{n_i \cdot n_j}{n}$$

Donde:

n_i : Valor total acumulado en la fila

n_j : Valor total acumulado en la columna

E_{ij} : Frecuencia esperada

n : Valor total de observaciones

Obteniendo como resultado los siguientes datos expuestos en la tabla 71.

Tabla 71.

Cálculo de Frecuencia esperada

Rutas	B	R	M	Total
Trayectoria Recta Horizontal	4	3.3	2.7	10
Trayectoria Recta Vertical	4	3.3	2.7	10
Ruta combinada arco	4	3.3	2.7	10
TOTAL	12	10	8	30

Finalmente se procede al cálculo del chi-cuadrado con lo cual permite asociar las dos variables involucradas en la presente investigación. Con la utilización de la siguiente formula estadística (Gibaja, 2009):

$$X^2_{cal} = \sum \frac{(O_{ij} - E_{ij})^2}{E_{ij}}$$

Donde:

X^2_{cal} : Valor de Chi-cuadrado

i : Número de filas

j : Número de columnas

Determinando el siguiente valor de chi-cuadrado

Tabla 72.

Resultados del Chi-Cuadrado

Rutas	B	R	M
Trayectoria Recta Horizontal	0.00	0.027	0.033
Trayectoria Recta Vertical	0.25	0.027	0.18
Ruta combinada arco	0.25	0.15	0.033
TOTAL	0.50	0.204	0.246
Total= 0.95			

Es necesario conocer los grados de libertad utilizando la siguiente ecuación:

$$v = (\text{cantidad de filas} - 1)(\text{cantidad de columnas} - 1)$$

$$v = (3 - 1)(3 - 1) = 4$$

Se ha determinado trabajar con un nivel de confiabilidad de 0.05, que implica tener un nivel adecuado de confianza en la validación del presente proyecto, además es conveniente conocer que el nivel de significancia será:

$$p = 1 - \text{nivel de significancia}$$

$$p = 1 - 0.05 = 0.95 \approx 95\%$$

Finalmente se determinará, si la hipótesis planteada tiene validez en base a la siguiente comparación.

$$X^2_{\text{cal}} > X_{TAB}$$

$$0.95 > 0.7107$$

Distribución Chi Cuadrado χ^2 . (Continuación)

v/p	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95	0,975	0,99	0,995
1	0,3573	0,2750	0,2059	0,1485	0,1015	0,0642	0,0358	0,0158	0,0039	0,0010	0,0002	0,0000
2	1,1957	1,0217	0,8616	0,7133	0,5754	0,4463	0,3250	0,2107	0,1026	0,0506	0,0201	0,0100
3	2,1095	1,8692	1,6416	1,4237	1,2125	1,0052	0,7978	0,5844	0,3518	0,2158	0,1148	0,0717
4	3,0469	2,7528	2,4701	2,1947	1,9226	1,6488	1,3665	1,0636	0,7107	0,4844	0,2971	0,2070
5	3,9959	3,6555	3,3251	2,9999	2,6746	2,3425	1,9938	1,6103	1,1455	0,8312	0,5543	0,4118
6	4,9519	4,5702	4,1973	3,8276	3,4546	3,0701	2,6613	2,2041	1,6354	1,2373	0,8721	0,6757
7	5,9125	5,4932	5,0816	4,6713	4,2549	3,8223	3,3583	2,8331	2,1673	1,6899	1,2390	0,9893
8	6,8766	6,4226	5,9753	5,5274	5,0706	4,5936	4,0782	3,4895	2,7326	2,1797	1,6465	1,3444
9	7,8434	7,3570	6,8763	6,3933	5,8988	5,3801	4,8165	4,1682	3,3251	2,7004	2,0879	1,7349
10	8,8124	8,2955	7,7832	7,2672	6,7372	6,1791	5,5701	4,8652	3,9403	3,2470	2,5582	2,1558

Figura 132. Distribución Chi Cuadrado

Finalmente, con los resultados expuestos anteriormente se comprueba que la Hipótesis Alternativa (H_1), es válida e implica que el UAV resistente al impacto permite el vuelo omnidireccional.

5.8. Análisis comparativo de objetivos alcanzados

El presente proyecto de investigación ha cumplido con las características de diseño y funcionalidad que se presentan en la tabla 73, siendo importante que se ha decidido reducir la altura de vuelo a 15 metros ya que el UAV está predestinado para entornos controlados, con el fin de garantizar un mayor tiempo de vida útil de los elementos electrónicos constitutivos, y adicionalmente si se requiriera vuelos en espacios abiertos.

Tabla 73.*Análisis comparativo del proyecto*

Especificaciones	Objetivo	Limite	Diseño	Valoración
Altura (cm)	45	50	45	✓
Largo (cm)	45	50	45	✓
Profundidad (cm)	45	50	45	✓
Altura máxima de vuelo	25	15	25	✓
Alcance de radio (m)	25	500	Superior a 750	✓
Peso neto	1500 gr	1500 gr	1500	✓
Max. Peso de carga (g)	200	300	300	✓
Numero de rotores	8	8	8	✓
Radio control-emisor canales	6	12	6	✓
Aplicaciones	Aeromodelismo	Aeromodelismo	Aeromodelismo	✓
Max. Tiempo de vuelo	5	2.5	2.8	✓
Velocidad máxima de crucero (m/s)	2 m/s	0.5 m/s	1 m/s	✓
Precio de la implementación	2000 USD	2500USD	1901	✓

5.9. Análisis de costos del proyecto

Para la presente propuesta, se realiza un análisis económico para identificar los recursos necesarios para alcanzar los objetivos y demandas que involucran el desarrollo del prototipo de investigación.

Al culminar el ensamblaje, implementación y las pruebas referentes al proyecto es necesario conocer el costo de los elementos necesarios para el funcionamiento del UAV, siendo indispensable mencionar que existen costos adicionales debido a impresiones en prototipado rápido, adicionalmente se pueden considerar variaciones de costos por cuestiones de importación, los detalles se pueden verificar en la Tabla 74.

Existen otros elementos que no han sido incluidos en el análisis pero que impactan en el uso de estas tecnologías. Específicamente nos referimos a factores externos que son difíciles de cuantificar, usualmente asociados al impacto ambiental.

Tabla 74.

Presupuesto para el funcionamiento UAV

Pieza	Descripción	Cantidad	Coste unitario (USD)	Coste total
KIT Controlador de vuelo	Tarjeta de vuelo Pixhawk 2.4.8 PX4	1	76,99	218,28
	Modulo GPS con compas UBLOX - M8N	1	42,99	
	Radio YKS - 3DR Telemetría 915 MHz	1	42,99	
	Módulo De Potencia XT-60	1	47,99	
	Soporte anti-vibración	1	2,90	
	Interruptor de seguridad	1	2,61	
	Timbre	1	1,81	
KIT Brushless	Motor RTF 2208 - 1100KV	8	28,40	227,20
	Tornillo M5X8mm	32	-	
	Adaptador de hélice	8	-	
Controlador de velocidad electrónico	ESC DYS SN20A mini con Simonk	8	18,08	144,64
Hélices graupner 3D 8X4.5mm	Izquierda	8	6,00	96,00
	Derecha	8	6,00	
Radio Control	Emisor FlySky FS-i6X	1	95,00	115,03
	Receptor FlySky-X6B 2.4 GHz-6ch	1	20,03	
Bacteria Lipo	YPG 1800 mAh - 70C- 4S	2	40,00	80,00
Tubos de fibra de carbono LM	12mmX10mmX355,25mm	10	13,88	434,80
	10mmX8mmX423,8mm	14	12,00	
	5mmX3mmX500mm	8	16,00	
Kit abrazadera de tubo	Abrazadera para tubo de fibra de carbono 12mm	16	2,43	38,88
	Tuerca y tornillo M3X25mm	64	-	
Acoples TPU Impresión 3D (gramos/tiempo)	Nodo de acople tipo 1 (6 entradas)	4	8	68,40
	Nodo de acople tipo 2 (5 entradas)	4	8	
	Acople de diagonal para tubo de 5mm	4	1,10	
	Cruceta central	1	15	
Soporte para el motor	Fibra de carbono	8	3,50	28,00
Soporte base GPS	PLA	1	0,50	0,50
Subtotal				1451,73
Transporte envíos e Impuestos de aduana				250
Gastos Varios				200
Total				1901,73

CAPITULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.1. Conclusiones

- Se ha investigado y realizado un estudio de los UAV que existen en el mercado y las diferentes maneras de desplazamiento, para así desarrollar una aeronave no tripulada que exhibe un diseño y una estructura muy innovadora, que permite verificar una trayectoria omnidireccional de acuerdo a los parámetros establecidos.
- Se ha demostrado que la nueva morfología para UAV Omnidireccional admite describir formas de desplazamiento diferente y ha mejorado las características de vuelo en un 17,95 %, de acuerdo a los resultados obtenidos en las pruebas basadas en acelerómetros, corrigiendo superficialmente el cabeceo y alabeo, característicos de los vehículos aéreos comúnmente utilizados.
- La implementación de un chasis UAV con nuevas prestaciones y funcionalidades, cumplió con los movimientos característicos de un desplazamiento Omnidireccional, diferente al de los UAV convencionales (quadcopteros) permitiendo, en un futuro el descubrimiento de nuevas trayectorias en el espacio.
- Una estructura robótica basada en una figuras como los poliedros ha permitido incluir una mayor cantidad de actuadores, para su funcionamiento, dando como resultado el eventual perfeccionamiento en la forma de conservar la dirección, posición y la manera de orientarse en el espacio, lo que aprueba el desplazamiento de forma omnidireccional, por sus diferentes grados inscritos en la estructura típicamente 30, 45 y 60 grados.
- Existen vibraciones producida propias de movimiento omnidireccional para lo cual se ha mejorado en 4.14% estas características tomando en cuenta que estos tipos de dispositivos son sensibles a perturbaciones.
- El dispositivo desarrollado asegura una resistencia de al menos de 25 metros en caída libre, tomando consideraciones de resistencia mecánica de los

elementos que constituyen el chasis del UAV omnidireccional, además de ser liviano, mantener estabilidad y garantizar la permanencia de los elementos electrónicos y tarjetas ubicadas para su funcionamiento.

- Las hélices Graupner 3D 8X4.5 simétricas son polivalentes en el vuelo, la característica de estas hélices permite dotar al conjunto de particularidades distintas en la manera de desplazarse.
- El análisis por elementos finitos es una herramienta que ofrece muchos beneficios al momento de diseñar y analizar determinada sección o bloque, debido a su alta eficiencia detecta problemas y fallas, pudiendo disminuir el coste económico en etapas previas a la construcción y selección de materiales, y se a podido verificar que la fibra de carbono seleccionada cumple las características necesarias para mantener su forma y seguridad en el vuelo
- La estructura presenta y un valor de resistencia a corte de 0.606 Mpa, una deformación total equivalente a 0,0197 mm y una deformación axial máxima de 7.7 mm en el eje X, notándose que estos valores están dentro del diseño optimo para precautelar la permanencia de la estructura UAV y sus elementos internos que los constituye
- La cruceta central elaborada de TPU, es el elemento que sufre mayor esfuerzo a corte de 0.661 Mpa y se deforma de manera máxima en 1.43 mm, por lo tanto los ocho nodos formados por este material no superan éstas condiciones de esfuerzo ya que el material presenta un resistencia a la rotura de 39 Mpa
- Mission Planner permitió incorporar efectivamente una nueva morfología, de dron UAV para movimiento Omnidireccional admitiendo que un futuro se pueda seguir desarrollando nuevos modelos dinámicos para el mejoramiento de la comunicación entre software y máquina.
- En la implementación de los componentes mecánicos eléctricos y electrónico, la comunicación máquina-humano lo realiza la aplicación Mission Planner, que

por su versatilidad y su alto rango de configuración facilita el monitoreo en tiempo real para el primer vuelo y las pruebas de desplazamiento

6.2. Recomendaciones

- Realizar la adquisición de todos los implementos mecánicos eléctricos y electrónicos para la construcción del UAV al mismo tiempo, para cumplir con el cronograma de actividades y abaratar costes de transporte envíos e impuestos de aduanas.
- Realizar una buena sincronización de los ESC'S, garantiza el buen funcionamiento de los motores para que entreguen las correctas revoluciones por voltio, así evitando un recalentamiento que a corta la vida útil y ponga en riesgo de colisión en pleno vuelo al drone.
- Se debe incorporar en las diagonales de la estructura los tubos de fibra de carbono, para evitar el efecto de las cargas de torsión, para mejorar las condiciones de vuelo.
- Para desarrollar la investigación se sugiere socializar con grupos foros y blogs de discusión, que están al tanto del progreso de tecnologías con drones en el país y el mundo.
- En el ensamble de los motores en el chasis del drone, utilizar instrumentos del nivelación puesto que la línea de acción de fuerzas que ejerce el motor sobre la superficie los vectores de los planos Y y Z se deben anular para que no exista vibraciones y se pueda levantar el drone.
- Al realizar vuelos o misiones de largo alcance, se aconseja realizar constantemente un monitoreo en la base de control de los valores de voltaje y corriente, puesto que el consumo de energía es considerablemente mayor ya que el motor no ejerce completamente la fuerza ya que se encuentra a 45 grados lo que genera mayor consumo de energía.

- En la configuración de la Plataforma Misión Planer se sugiere desactivar el bloque ARMMING CHECK, ya que en intervalos de tiempo determinado la tarjeta controladora de vuelo revisa que todas las partes del dron se encuentren activadas y en un buen estado de funcionalidad, así pudiendo evitar bloqueos de control de pilotaje, colisiones en pleno vuelo o que se pierda el dron en misiones.
- En el ensamble de las hélices se propone una distancia de 18,4cm así evitando turbulencias y pérdida de empujé entre motores lo cual no permitirá que el dron Levante el vuelo

BIBLIOGRAFÍA

- AirMule. (1 de Marzo de 2014). *Sistema de aterrizaje con patín de aterrizaje: los coches voladores más increíbles*. Recuperado el 10 de Noviembre de 2018, de AirMule: <http://WWW.goo.gl/gxtw90>
- Alexander, D. C., & Koeberlein, G. (2010). *Geometría*. México: Cengage Learning.
- Álvarez de Eulate Sánchez Mikel (2016). *Localización de un Robot de Interiores Mediante Visión Omnidireccional*
- Asimov, I., & Sedano Algarabeal, D. (2014). *Dynamic Model With Slip for Wheeled Omni-Directional*. Zurich: University Zurich.
- Barrera, D. (2012). “*Diseño e implementación de un cuadricópteros con sistema de control automático de estabilidad y comunicación inalámbrica de datos utilizando plataformas de hardware y software libre.*” (Tesis de grado). Ciudad Universitaria Rodrigo Facio, Costa Rica.
- Barrientos, A., Del Cerro, J., Gutierrez, P., San Martín, R., Martínez, A., & Rossi, C. (2017). *Vehículos Aéreos No Tripulados para Uso Civil. Tecnología y Aplicaciones*. Madrid-España: Grupo de Robótica y Cibernética. Universidad Politécnica de Madrid.
- Barrientos, A., Penín, L. F., Balaguer, C., & Aracil, R. (2007). *Fundamentos de Robótica*. Madrid: McGRAW-HILL/INTERAMERICANA DE ESPEÑA, S. A. U.
- BidorBuy. (02 de Diciembre de 2018). *BidorBuy.co.za*. Recuperado el 19 de Noviembre de 2018 de https://www.bidorbuy.co.za/item/372312635/Pixhawk_PX4_Autopilot_Flight_Controller_2_4_8_Complete_Kit.html

- Budynas, R. G., & Nisbett, J. K. (2012). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*. México: McGraw-Hill.
- Camborne, S. A. & Krieg, K. J. & Pace, P. & Wells, L. (2005). “*Unmanned Aircraft Systems (UAS), Roadmap, 2005-2030.*” Department of Defense, Estados Unidos.
- CarolChangL, Dtdanilo . (4 de Julio de 2015). Recuperado el 10 de octubre de 2018, de http://wikitronica.labc.usb.ve/index.php/Robot_omnidireccional#Modelo_Cinem.C3.A1tico: <http://wikitronica.labc.usb.ve>
- Carrier . (1 de Marzo de 2014). *X-47B Drone Completes First Autonomous carrier Landing*. Recuperado el 9 de Noviembre de 2018, de <https://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/5989/X-47B-Drone-Completes-First-Autonomous-Carrier-Landing.aspx>: <http://www.goo.gl/pPyB0G>
- China, V. M. (2015). *Los Drones y la Aplicación en el Mundo de la Comunicación*. Madrid-España: Santa Cruz de Tenerife S.A.
- ClipCarbono. (01 de Diciembre de 2018). *ClipCarbono.com*. Recuperado el 11 de noviembre de 2018, de <https://www.clipcarbono.com>
- Copter. (Junio de 2014). *Diagnosing problems using logs*. Recuperado el 20 de Diciembre de 2018, de copter.ardupilot.com/wiki/common-diagnosing-problems-using-logs/
- Cordero, I., Barrientos, A., & Garzón, M. (2018). *Sistema de navegación para robot holonómico*. Madrid-España: Universidad Politécnica de Madrid. Recuperado el 20 de Noviembre de 2018
- Cuerno Rejado, C. (2015). *Origen y desarrollo de los sistemas de aeronaves pilotadas por control remoto (los drones y sus aplicaciones a la Ingeniería Civil)*. Madrid-España: Dirección General de Industria, Energía y Minas. Fundación de la Energía de la Comunidad de Madrid.
- Dongguan Yinyan Electric Tech. Ltda. (2012). *yinyanmodel.com*. Recuperado el 15 de diciembre de 2018 de <http://yinyanmodel.com/EMAX%20User%20Instruction%20for%20Simonk%20Series%20ESC.pdf>
- D. Brescianini, M. Hehn, and R. D'Andrea, “Nonlinear quadrocopter attitude control,” tech. rep., ETH Zurich, 2013.

- D. Floreano and R. J. Wood, "Science, technology and the future of small autonomous drones," *Nature*, vol. 521, no. 7553, p. 460, 2015.
- DGAC, Dirección General de Aeronáutica Civil. "Guía del Usuario: Parte I, Permiso de Operación de Aviación Civil. Ley N° 27261 - Ley de Aeronáutica Civil del Perú", Regulaciones Aeronáuticas del Perú (RAP), Perú.
- D. Mellinger, Q. Lindsey, M. Shaming, and V. Kumar, "Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation," in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 2668–2673, Sept 2011.
- ElectronicaRC. (02 de Diciembre de 2018). *Electronicarc.com*. Recuperado el 02 de diciembre de 2018 de <http://electronicarc.com/catalogo/sensor-de-corriente-para-pixhawk-apm-conector-xt60-p-2952.html>
- Fashlstrom, P. & Gleason, T. (1998). UAV SYSTEMS INC. "Introductor to UAV Systems." Columbia, Estados Unidos.
- Fingas, J. (13 de Marzo de 2017). *The Volocopter is one step closer to making personal urban flight a reality.* (Watch an 18-rotor electric helicopter take its first manned flight) Recuperado el 10 de Noviembre de 2018, de www.quadcopterguide.com/watch-an-18-rotor-electric-helicopter-take-its-first-manned-flight/: <https://www.quadcopterguide.com>
- Flysky. (17 de Diciembre de 2018). *Flyskyr.com*. Recuperado el 17 de diciembre de 2018, de <http://www.flyskyr.com/>
- Frsky. (17 de Diciembre de 2018). *FrSky*. Recuperado el 17 de diciembre de 2018, de <https://www.frsky-rc.com/product/taranis-x9d-plus-2/>
- GetFPV. (01 de Diciembre de 2018). *Getfpv.com*. Recuperado el 01 de diciembre de 2018 , de <https://www.getfpv.com/graubner-3dprop-8x4-5.html>
- Gibaja, J. J. (25 de Septiembre de 2009). *Estadística descriptiva para dos variables cualitativas*. Recuperado el 25 de septiembre de 2018
- Hellas digital. (03 de Diciembre de 2018). *Hellasdigital.gr*. Recuperado el 03 de noviembre de 2018, de <https://www.hellasdigital.gr/electronics/sensors/gps/ublox-neo-m8n-gps-module-built-in-compass-with-gps-bracket/?sl=en>
- Heras Almagro, A., & Sánchez Nieto, M. (2017). *Diseño de un Vehículo Aéreo no Tripulado Multipropósito*. Cartagena-Colombia: Universidad Politécnica de Cartagena.

- Herrera Távara, J. (28 de Febrero de 2014). *Boeing ScanEagle*. Recuperado el 13 de Noviembre de 2018, de http://4.bp.blogspot.com/-tjSxZVQn_QA/TdagPCb131/AAAAAAAAAF0/5GZ_s-0Ne7c/s1600ScanEagle_UAV.jpg: <http://4.bp.blogspot.com>
- Herrera Távara, J., & Palomares Orihuela, R. (2015). *Diseño e implementación del sistema de vuelo autónomo de un vehículo aéreo no tripulado para el reconocimiento en zonas hostiles azotadas por narcoterrorismo en la Amazonía*. Lima-Perú: Universidad Ricardo Palma Facultad de Ingeniería. Escuela Profesional de Ingeniería Mecatrónica.
- Hibbeler , R. C. (2012). *Análisis Estructural*. México: PEARSON EDUCACIÓN.
- Hibbeler, R. (2010). *Ingeniería mecánica-Estática*. México: Pearson Educación de México.
- Hibbeler, R. C. (2010). *Ingeniería mecánica - Dinámica*. México: Pearson Educación de México, S.A. de C.V.
- Hunter. (28 de Febrero de 2014). *RQ-5A/MQ-5B/C Hunter Tactical UAV*. Recuperado el 09 de Noviembre de 12, de www.airforce-technology.com/projects/rq5a-hunter-uav/rq5a-hunter-uav4: <http://www.airforce-technology.com>
- INTPLUS . (17 de Julio de 2018). *La Robótica fácil con la garantía y calidad de Superinventos. com*. Recuperado el 17 de Julio de 2018, de www.superrobotica.com/Default.htm: <http://www.superrobotica.com>
- Irausquin, A. (29 de Julio de 2014). *Aplicaciones Civiles de los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT) / Unmanned Aerial Vehicles (UAV)*. (Aviación Civil.com.ve) Recuperado el 13 de Noviembre de 2018, de www.aviacioncivil.com.ve/aplicaciones-civiles-de-los-vehiculos-aereos-tripulados-vant-unmanned-aerial-vehicles-uav/: <https://www.aviacioncivil.com.ve>
- Jané, J. (2017). *Simulación y diseño del prototipo de un cuadricóptero*. Barcelona: Escuela Técnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona.
- JDrone & Co. (17 de Diciembre de 2018). *Ardupilot*. Recuperado el 17 de diciembre de 2018, de <http://ardupilot.org/ardupilot/index.html>
- Joint Publication. (2017). *Vehículo Aéreo No Tripulado*. New York: Ministerio de Defensa de los Estados Unidos .
- Junquera, J. (26 de 11 de 2018). Vectores.

- Latchman, H. “*Airborne Traffic Surveillance Systems – Video Surveillance of Highway Traffic. New Engineering Building*”, University of Florida, Estados Unidos.
- Llamas, L. (06 de Agosto de 2016). *Luis Llamas.es*. Recuperado el 29 de diciembre del 2018, de https://www.luisllamas.es/tipos-motores-rotativos-proyectos-arduino/?fbclid=IwAR0Jmf80xx5F4k_Qe9Fw7OICLxJTfTvwm2UVU3Un7xsLJSQxCfBTbxXp4xl
- Llanos, M. (13 de Diciembre de 2013). *Robotica-cinematica*. Recuperado el 13 de Noviembre de 2018, de www.google.com/search?q=rotaci%C3%B3n+axial+completa+referida+Roll,+Pitch,+Yaw&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=u49Ro69GjEjIIM%253A%252CqMIWgtKj3HqxmM%252C_&usg=AI4_-kQowblhtLezGLLgTOc668rEan-J6w&sa=X&ved=2ahUKEwil_c-J5NHeAhWEjvkKHeavBdsQ9QEWAHoECAIQ:https://es.slideshare.net/tysonLlanos/robotica-cinematica
- Los *drones* y sus aplicaciones a la ingeniería civil. Madrid, 2015. [En línea] Recuperado el 13 de abril del 2015 de: <https://www.fenercom.com/pdf/publicaciones/Los-Drones-y-sus-aplicaciones-a-la-ingenieria-civil-fenercom-2015.pdf>
- Medina , R., Salas, M., Luco, R., & Bertram , V. (2005). Análisis de Estructuras Navales mediante el método de elementos finitos. *Síntesis Tecnológica*.
- Morales, M. (03 de Diciembre de 2018). *T-Bem Robótica y Electrónica*. Recuperado el 05 de enero del 2019 de <https://teslabem.com/blog/como-usar-y-cuidar-las-baterias-lipo/>
- Mott, R. L. (2009). *Resistencia de Materiales*. México: Pearson Educación.
- Oscar Liang. (01 de Diciembre de 2018). *OscarLiang.com*. Recuperado el 05 de enero del 2019 de <https://oscarliang.com/dys-bl20a-sn20a-mini-opto-esc-alternative-to-k/>
- Pedro. (5 de febrero de 2014). *Fibra de carbono.es*. Recuperado el 05 de enero del 2019 de <https://www.fibradecarbono.es/articulos/tipos-de-fibra-de-carbono/>
- Pérez Camejo, D. S., & Andaluz, V. (2017). *Construcción de un robot móvil esférico controlado inalámbricamente para la ejecución de proyectos de investigación formativa y generativa*. Ambato-Ecuador: Universidad Técnica de Ambato Facultad de INgeniería en Sistemas Electrónica e Industrial.

- Pico, A. (2012). *“Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricópteros.”* (Tesis magistral). Instituto Politécnico Nacional. Departamento de computación. Distrito Federal – México.
- Quick, D. (30 de Mayo de 2017). *Angled rotors let drone fly in any orientation (and play catch)*. (Drones) Recuperado el 08 de Noviembre de 2018, de WWW://newatlas.com/fetching-drone-catch-ball/49796/:
<https://www.newatlas.com>
- RC Victor. (20 de Noviembre de 2017). *Como escoger los motores para drones multicopteros*. Obtenido de <https://www.youtube.com/watch?v=IQQJXRxuHk&t=1s>
- Ready To Fly Quads. (2015). Obtenido de <https://www.readytoflyquads.com/rtf-mini-motor-x2208-1100kv>
- Robotshop. (08 de Noviembre de 2018). *Robot Shop*. Recuperado el 08 de noviembre del 2018 de <https://www.robotshop.com/en/tmotor-uav-brushless-motor-mt2208-1100kv.html>
- Robu.In. (02 de Diciembre de 2018). *Robu.in Demystifying Robotics*. Recuperado el 02 de diciembre del 2018 de <https://robu.in/product/pixhawk-px4-autopilot-pix-2-4-8-32-bit-flight-controller/>
- Rohringer, S. (08 de Marzo de 2018). *All3DP*. Recuperado el 16 de Diciembre de 2018, de <https://all3dp.com/es/1/filamento-3d-filamento-impresora-3d/>
- Ruipérez, P., & Conejero R, A. (2016). *Diseño y fabricación de un Dron*. Valencia-España: Universidad Politécnica de Valencia.
- Ryan. (02 de Agosto de 2018). *Radio Control Info*. Obtenido de <http://www.radiocontrolinfo.com/>
- Santana C, E. (2017). *Propuesta de sistema multi-UAV para aplicaciones de cobertura de área*. Barcelona-España: Universidad Autónoma de Barcelona.
- Saumeth Cadavid, E. (2014). *Aeronaves Remotamente Tripuladas en América Latina: antecedentes y perspectivas*. Madrid-España: THALES IDS. Recuperado el 10 de enero del 2019 de www.idsolutions.com.
- Sedano Algarabeal, D (2014). *Dynamic Model with Slip for Wheeled Omnidirectional Servers & IT* by jDrones. (06 de Diciembre de 2016). *ArduPilot*. Recuperado el 17 de diciembre del 2018 de <http://ardupilot.org/copter/docs/flight-modes.html>
- Silva, L. (23 de Enero de 2018). *Vehículos Aéreos No Tripulados , Drones y sus sistemas de comunicación agrícola para su fumigación*. Recuperado el 13 de

Julio de 2018, de
www.sic.gov.co/recursos_user/documentos/publicaciones/Boletines/Drones.pdf:
<http://www.sic.gov.co>.

Song, J.B., & Byun, K.S (2006). *Desing and Control of an Omnidirectional Mobile Robot With Steerable Omnidirectional Wheels*. Alemania: in Tech. Recuperare el 05 de 03 de 2018.

Soto G., D., & Ramírez T, J. (2012). *Interacción hombre-robot con Vehiculos Aéreos no Tripulados basada en visión*. Cd. CVictoria, Tamaulipas-México: Centro de investigación y de Esstudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional.

3DRobotics. (28 de Octubre de 2013). *3dr.com*. Recuperado el 15 de enereo del 2019 de <https://3dr.com/wp-content/uploads/2013/10/3DR-Radio-V2-doc1.pdf>

TPGTT. (03 de Diciembre de 2012). *ShenZhen GARTT Model Co*. Recuperado el 15 de enero del 2019 de <http://www.garttmodel.com/EN/product/list.aspx>

Tutorial de drones. (02 de Diciembre de 2018). Recuperado el 15 de enero del 2019 de <https://www.tutorialdedrones.com/motor-para-drone/>

Valdivia, B. (2007). *“Estudio de viabilidad de aplicaciones de observación aérea con UAVs y elaboración de un plan de empresa.”* Universidad Politécnica de Catalunya, España.

VC200 – the first Volocopter to carry two people, Recuperado el 16 de enero del 2019, en: <http://goo.gl/jtWB8m>>. España.

Villegas, M. (01 de Diciembre de 2018). <http://mauriciov.tripod.com>. Recuperado el 16 de de enero del 2019 de http://mauriciov.tripod.com/helices_pag3.htm

Williams et al (2002). *Dynamic Model with Slip for Wheeled Omni-Directional Robots*

ANEXOS



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Se certifica que el presente trabajo fue desarrollado por los señores **MARTÍNEZ MOLINA MIGUEL ANDRÉS Y SALAZAR CASTILLO PAÚL ARSECIO**

En la ciudad de Latacunga, a los días veinte y tres del mes de enero de 2019

.....
Ing. Andrés Gordón

DIRECTOR DEL PROYECTO

.....
Ing. Vicente Hallo

DIRECTOR DE CARRERA

Aprobado por:



.....
Dr. Rodrigo Vaca

SECRETARIO ACADÉMICO