

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO
EXPERIMENTAL DE LA ESTRUCTURA PARA UN
VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV)
TIPO QUADROTOR**

**JOSE ALBERTO HERRERA VASQUEZ
RICARDO ALEXIS RINCON VEGA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2012**

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO
EXPERIMENTAL DE LA ESTRUCTURA PARA UN
VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV)
TIPO QUADROTOR**

**JOSE ALBERTO HERRERA VASQUEZ
RICARDO ALEXIS RINCON VEGA**

**Trabajo de Grado para optar al título de
Ingeniero Mecánico**

**Director
CARLOS BORRAS PINILLA
Ingeniero Mecánico**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2012**

DEDICATORIA

A Dios, por iluminar cada día mi camino.

A la memoria de mi abuela Ana Isabel, por haberme brindado su protección y amor.

*A mi madre Leonor, por haberme dado la vida, por todo su amor y esfuerzo para
hacerme un hombre íntegro.*

A mis tías, Beatriz, Lola y Martha, por su incondicional apoyo.

*A mis familiares, Roberto, Isaías, Soraya, Alexander y Juan Sebastián, por sus
buenos deseos de ver culminada esta etapa de mi vida.*

*A Yuleidy Álvarez, por estar a mi lado y acompañarme cada día con su amor y
comprensión.*

A Sofía Alejandra, por ser mi niña consentida.

José Alberto Herrera Vásquez

DEDICATORIA

Primero a Dios por darme el alivio y fortaleza en los momentos difíciles de mi vida

A mi madre Mabel Vega por creer siempre en mí, por su apoyo incondicional y grandes consejos que hacen que cada día sea un mejor ser humano,

A Armando Medina por su apoyo y buenos consejos de vida, a toda mi familia en especial

A mi abuela Delfa que con su cariño desmedido hace que supere todo obstáculo

A mi familia en general por su apoyo emocional en todo momento

A mis amigos que han sido pocos pero suficientes Dairo, Alex, Luza, Yuli, Carolina, Mauricio, Cristian, Alvaro, porque siempre he recibido las mejores palabras de ánimo cuando lo he necesitado.

Ricardo Alexis Rincón Vega

AGRADECIMIENTOS

Al profesor Carlos Borrás, por brindarme su apoyo para la realización de este proyecto de grado.

A DicBot, por su ayuda económica para la adquisición de los equipos electrónicos empleados en este trabajo de grado.

A mi amigo Gustavo Cárdenas, por su colaboración y asesoría en temas de aeromodelismo.

A mis amigos Freddy Augusto Bonilla, Álvaro Romero, Pedro David Medina, Martín Mojica, Erick Humberto Hernández, Álvaro Celis, Juan Fernando Arango, Manuel Niño, Nelson Acosta, por su invaluable ayuda en los momentos difíciles de mi vida.

José Alberto Herrera Vásquez

A mis amigos Álvaro Tasco, Cristian Pérez, Alexander Ríos, Dairo Álvarez, Néstor Gutierrez por su ayuda y colaboración en el desarrollo de este proyecto.

Al señor Gustavo Angarita, su hija Johana Angarita de Suelas y Tacones Rally, por su colaboración en los trabajos de maquinado.

Ricardo Alexis Rincón Vega

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCION	30
1. DESCRIPCION DEL PROYECTO	31
1.1. IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA	31
1.2. JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA	36
1.3. OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO	37
1.3.1. Objetivos Generales	37
1.3.2. Objetivos Específicos	37
1.4. JUSTIFICACIÓN DE LA SOLUCIÓN	40
1.5. ESTUDIO DE REQUERIMIENTOS GENERALES	41
1.5.1. Requerimientos de diseño y construcción	41
1.5.2. Requerimientos de operación	45
1.5.3. Requerimientos de mantenimiento	47
1.5.4. Requerimientos económicos	48
1.5.5. Requerimientos técnicos	49
1.5.6. Requerimientos de soporte técnico	50
2. MARCO TEORICO	52
2.1. HISTORIA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS	52
2.1.1. Producción de UAV's en el mundo	55
2.1.2. Producción de UAV's en Latinoamérica	56
2.2. CLASIFICACION DE LOS VEHÍCULOS AEREOS NO TRIPULADOS	57
2.2.1. Según su altitud de vuelo	58
2.2.2. Según su peso máximo en despegue, altitud y autonomía de vuelo	59

2.2.3.	Según sus características de vuelo	60
2.3.	Configuración Multi-rotor	63
2.3.1.	Clasificación de los Multi-rotos	67
3.	METODOLOGIA DE DISEÑO	69
3.1.	DISEÑO BASICO DE QUADROTORES	69
3.1.1.	Configuraciones básicas	70
3.1.2.	Cancelación del Torque	71
3.1.3.	Direcciones de Vuelo	73
3.1.4.	Modos de Vuelo	81
3.2.	DISEÑO CONCEPTUAL DEL QUADROTOR	85
3.2.1.	Diseño preliminar	86
3.2.2.	Diseño del proyecto	88
3.2.3.	Diseño detallado	93
4.	MODELADO MATEMATICO DEL QUADROTOR	103
4.1.	CONSIDERACIONES PARA EL MODELADO DEL QUADROTOR	103
4.2.	MODELAMIENTO DEL QUADROTOR	104
4.3.	ORIENTACIÓN DEL QUADROTOR	107
4.3.1.	Ángulos de Euler y Matrices de rotación	108
4.4.	FORMULACIÓN DE NEWTON-EULER	116
4.5.	GEOMETRÍAS Y CÁLCULOS DE LOS MOMENTOS DE INERCIA	124
4.5.1.	Momento de inercia de la estructura principal enteriza	125
4.5.2.	Momento de inercia de los cuatro motores	127
4.5.3.	Momento de inercia de las 4 hélices	128
4.5.4.	Momento de inercia de la batería	130
4.5.5.	Momento de inercia de los acoples o uniones brazo-fuselaje	131

4.5.6.	Momento de inercia de los componentes electrónicos	133
5.	SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE HARDWARE	136
5.1.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL MOTOR	136
5.1.1.	Parámetro Kv en un motor Brushless	138
5.1.2.	Determinación del sistema de potencia	138
5.2.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LAS HELICES	150
5.2.1.	Funcionamiento de la hélice	150
5.3.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LOS CONTROLADORES DE VELOCIDAD	152
5.4.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA BATERIA	155
5.4.1.	Baterías Li-Ion	156
5.4.2.	Baterías LiPo	157
5.5.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL RADIOCONTROL	161
5.5.1.	Amplitud modulada (AM)	162
5.5.2.	Frecuencia modulada (FM)	163
5.6.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL MICROCONTROLADOR	165
5.6.1.	Características de Arduino Uno	167
5.6.2.	Funciones del Arduino UNO en el control del Quadrotor	170
5.7.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA UNIDAD DE MEDICION INERCIAL	171
5.8.	CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL MAGNETOMETRO	177
6.	SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE SOFTWARE	183
6.1.	MODELAMIENTO DEL CONTROL	183
6.1.1.	Función de transferencia	184
6.1.2.	Simulación del sistema dinámico	188
6.2.	IMPLEMENTACION DE TECNICA FILTRO PID	190

6.2.1.	Características generales	190
6.2.2.	Sintonización del sistema de control	194
6.3.	ALGORITMO DEL SISTEMA DE CONTROL	200
6.3.1.	Arquitectura del algoritmo	200
6.3.2.	Arquitectura del Software Grafico	206
7.	PROCESOS DE MANUFACTURA	207
7.1.	SELECCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE MATERIAS PRIMAS E INSUMOS	207
7.1.1.	Materiales empleados para la fabricación de moldes	207
7.1.2.	Materiales empleados para la fabricación de contra-moldes	210
7.1.3.	Materiales empleados para la fabricación de piezas estructurales	218
7.2.	TALLADO DE MOLDES	225
7.2.1.	Empleo de software y equipo de maquinado	225
7.3.	FABRICACIÓN DE CONTRA-MOLDES	228
7.3.1.	Acabado superficial del molde	229
7.3.2.	Aplicación de materiales para fabricación de contra-moldes	230
7.4.	FABRICACIÓN DE PIEZAS ESTRUCTURALES	236
7.4.1.	Aplicación de Materiales para fabricación de piezas	236
7.4.2.	Componentes estructurales terminados	240
7.5.	ENSAMBLAJE DE PIEZAS Y COMPONENTES ESTRUCTURALES	243
7.5.1.	Instalación de núcleos	243
7.5.2.	Ensamblaje de piezas	244
7.5.3.	Ensamblaje de componentes estructurales	246
7.5.4.	Ensamblaje de equipos eléctricos y electrónicos	247
8.	PRUEBAS Y RESULTADOS	253
8.1.	PRUEBAS MECÁNICAS	253

8.1.1.	Peso y Dimensionamiento	253
8.1.2.	Análisis de Esfuerzos	257
8.2.	PRUEBAS ELÉCTRICAS Y ELECTRÓNICAS	261
8.2.1.	Integración de los componentes eléctricos y electrónicos	261
8.2.2.	Medición de corriente en la Batería	268
8.2.3.	Desempeño de la batería sin carga útil	270
8.2.4.	Desempeño de la batería con carga útil	271
8.3.	PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DEL SOFTWARE	273
8.3.1.	Sintonización de las ganancias óptimas para el sistema de control de estabilidad	273
8.4.	PRUEBAS DE VUELO	282
8.4.1.	Direcciones de vuelo	282
8.4.2.	Modos de vuelo	284
9.	CONCLUSIONES	285
10.	RECOMENDACIONES	288
11.	DESARROLLOS FUTUROS	290
	BIBLIOGRAFIA	291
	ANEXOS	295

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Prototipo de Quadrotor Proto 1 (Virginia Tech)	34
Figura 2. Prototipo de Quadrotor (Columbia University)	35
Figura 3. Balance de fuerzas en vuelo vertical	42
Figura 4. Daños en la estructura de un Quadrotor	43
Figura 5. Estructura de Quadrotor tipo abierta	44
Figura 6. Estructura de Quadrotor tipo cerrada	44
Figura 7. Software y equipo de entrenamiento para vuelo de Quadrotor	51
Figura 8. Torpedo aéreo Kettering Bug	53
Figura 9. Drone AQM-134 Firebee	53
Figura 10. RPV Israelí IAI Scout	54
Figura 11. Distribución de la producción mundial de UAV's	55
Figura 12. UAV RQ-4A Global Hawk en vuelo a gran altitud	57
Figura 13. Configuración HTOL de UAV's	60
Figura 14. Configuración VTOL de UAV's	61
Figura 15. Configuración Híbrida de UAV's	62
Figura 16. Helicóptero Oehmichen No.2	64
Figura 17. Multi-rotor Convertawing	65
Figura 18. Componentes electrónicos en un Quadrotor	66
Figura 19. Quadrotor AirRobot AR-100-B	67
Figura 20. Anatomía básica de un Quadrotor	69
Figura 21. Configuración en Cruz	70
Figura 22. Configuración en Equis	71
Figura 23. Sentidos de rotación de los rotores	72
Figura 24. Movimiento de Cabeceo hacia adelante	74
Figura 25. Movimiento de cabeceo hacia atrás	75

Figura 26. Simulación de los movimientos de cabeceo	75
Figura 27. Movimiento de alabeo hacia la derecha	77
Figura 28. Movimiento de alabeo hacia la izquierda	78
Figura 29. Simulación de los movimientos de alabeo	78
Figura 30. Movimiento de guiñada hacia la derecha	80
Figura 31. Movimiento de guiñada hacia la izquierda	81
Figura 32. Movimiento de ascenso del Quadrotor	82
Figura 33. Movimiento de descenso del Quadrotor	83
Figura 34. Simulación de decolaje y aterrizaje	83
Figura 35. Modo de vuelo en estacionario	84
Figura 36. Simulación de vuelo en estacionario	84
Figura 37. Procesos de diseño	85
Figura 38. Bocetos del diseño preliminar	87
Figura 39. Diseño 3D de las secciones superior e inferior del cuerpo central	89
Figura 40. Ensamblaje 3D de las secciones del cuerpo central	90
Figura 41. Diseño 3D de las secciones superior e inferior del brazo	90
Figura 42. Ensamble 3D de las secciones superior e inferior del brazo	91
Figura 43. Ensamble 3D de los componentes superiores e inferiores	92
Figura 44. Ensamble 3D de los conjuntos superior e inferior	92
Figura 45. Vista lateral del ensamble 3D del Quadrotor	93
Figura 46. Diseño detallado de las secciones superior e inferior del fuselaje	94
Figura 47. Diseño detallado del ensamblaje del cuerpo central	95
Figura 48. Diseño detallado de las secciones superior e inferior del brazo	96
Figura 49. Diseño detallado del ensamblaje del brazo	96
Figura 50. Ensamblaje detallado de componentes superiores e inferiores	97
Figura 51. Ensamble 3D de la estructura del Quadrotor	97
Figura 52. Vista lateral de la estructura del Quadrotor	98

Figura 53. Ensamblaje final del Quadrotor	99
Figura 54. Vista superior e inferior del Quadrotor	100
Figura 55. Vista lateral del Quadrotor	100
Figura 56. Corte transversal de la estructura	101
Figura 57. Compartimientos del cuerpo central	102
Figura 58. Corte transversal del grupo Moto-propulsor	102
Figura 59. Fuerzas de empuje de los rotores en un Quadrotor	104
Figura 60. Ángulos de Euler	108
Figura 61. Rotación del sistema XYZ	109
Figura 62. Rotación en dos dimensiones alrededor del eje z	110
Figura 63. Rotación alrededor del eje x.	112
Figura 64. Posición general de los componentes del Quadrotor	125
Figura 65. Momento de inercia de la estructura con la herramienta de SolidWorks.	126
Figura 66. Modelado del motor como cilindro solido	127
Figura 67. Modelo de la hélice como placa plana de densidad variable	129
Figura 68. Modelado de la batería como una caja rectangular maciza	131
Figura 69. Modelado del sistema de unión brazo-fuselaje	132
Figura 70. Geometría del modelado del cilindro de los componentes electrónicos.	134
Figura 71. Componentes internos de un motor eléctrico brushless TM 350-28	137
Figura 72. Cálculos en el software Drive Calculator 3.4	140
Figura 73. Herramienta online para la selección motor Brushless.	141
Figura 74. Etapa de ingreso del tamaño de hélice	142
Figura 75. Dimensiones del motor eléctrico Rimfire 0.10.	143

Figura 76. Banco de pruebas para la caracterización del conjunto motor-hélice.	144
Figura 77. Ingreso de datos en el programa Curve Expert 1.4.	146
Figura 78. Gráfica y regresión lineal del comportamiento empuje vs señal PPM.	148
Figura 79. Ángulos de la hélice	151
Figura 80. Hélice APC 9x6.	151
Figura 81. Controlador de velocidad electrónico ESC ElectriFly SS35.	153
Figura 82. Componentes de una batería LiPo.	156
Figura 83. Alarma sonora de baja tensión para baterías LiPo de 3-4S.	161
Figura 84. Sistema de radio-control Futaba	162
Figura 85. Estructura de un pulso PPM	163
Figura 86. Tarjeta de desarrollo Arduino Uno.	166
Figura 87. Interfaz gráfica del sistema Quadrotor en processing.	170
Figura 88. IMU Fusion de Sparkfun	174
Figura 89. Aceleración de Coriolis. Principio de funcionamiento del giróscopo.	176
Figura 90. Principio de funcionamiento de un magnetómetro resistivo.	178
Figura 91. Magnetómetro de 3 ejes HMC5883L de la familia Sparkfun.	179
Figura 92. Comportamiento de la altitud con respecto a la presión atmosférica.	181
Figura 93. Sensor de presión tipo piezorresistivo	181
Figura 94. Sistema de control de lazo cerrado o retroalimentado.	184
Figura 95. Comportamiento de la planta de altitud en lazo abierto	189
Figura 96. Comportamiento de la planta de cabeceo en lazo abierto	189
Figura 97. Comparación del tiempo de respuesta entre el control P, PI y PID.	192

Figura 98. Retroalimentación con control PID sin sintonizar para la planta de altitud.	193
Figura 99. Retroalimentación con PID sin sintonizar para la planta de movimiento de cabeceo.	193
Figura 100. Respuesta de la auto-sintonización de la planta altitud	196
Figura 101. Ganancias de la auto-sintonización de planta altitud en Matlab.	196
Figura 102. Respuesta de la auto-sintonización de la planta de cabeceo.	197
Figura 103. Ganancias de la autosintonización de planta de cabeceo en Matlab.	197
Figura 104. Simulación de la respuesta de control con retraso en el sensor de 100ms.	198
Figura 105. Respuesta con auto-sintonización de la planta a un error de 100ms	199
Figura 106. Arquitectura del algoritmo de control.	201
Figura 107. Entorno del Framework de Arduino.	203
Figura 108. Configuración del sentido de giro de las salidas.	205
Figura 109. Sellador y laca poliuretano	209
Figura 110. Lámina en fibra de vidrio	210
Figura 111. Alcohol polivinílico.	212
Figura 112. Resina poliéster CRISTALAN ® Referencia 856	214
Figura 113. Catalizador MEK	217
Figura 114. Tejido en fibra de carbono de 160 gr/m ²	219
Figura 115. Proceso de obtención de fibras de carbono	220
Figura 116. Tipos de tejidos	221
Figura 117. Resina y endurecedor epóxico	223
Figura 118. Introducción de parámetros en el software PowerMILL.	226

Figura 119. Máquina CNC Ledwel V-30.	227
Figura 120. Moldes en madera de las piezas estructurales del Quadrotor.	228
Figura 121. Superficie del molde lijada y tratada con laca de poliuretano.	230
Figura 122. Aplicación de cera desmoldante en la superficie del molde.	231
Figura 123. Aplicación del alcohol polivinílico.	232
Figura 124. Aplicación de Gel Coat.	232
Figura 125. Cubrimiento de fibra de vidrio sobre la capa de Gel Coat	233
Figura 126. Impregnación de la fibra de vidrio con resina poliéster	233
Figura 127. Moldes en madera y contra-moldes en fibra de vidrio	234
Figura 128. Contra-moldes terminados de las piezas del Quadrotor.	235
Figura 129. Aplicación de agentes desmoldantes en el contra-molde.	236
Figura 130. Aplicación de resina epóxica	237
Figura 131. Empleo de bolsa de vacío en el proceso de laminación	238
Figura 132. Esquema de laminación correcta e incorrecta.	239
Figura 133. Empleo de pistola de aire caliente sobre la fibra de carbono.	240
Figura 134. Sección superior e inferior del fuselaje en fibra de carbono	241
Figura 135. Sección superior e inferior del brazo en fibra de carbono.	241
Figura 136. Acondicionamiento de las piezas	242
Figura 137. Plantillas de corte sobre la superficie de las piezas.	242
Figura 138. Sistema de acople brazo-fuselaje.	243
Figura 139. Instalación de núcleos en el fuselaje.	244
Figura 140. Plantillas de prensado.	244
Figura 141. Ensamble del cuerpo central.	245
Figura 142. Ensamble del brazo.	245
Figura 143. Ensamblaje del brazo en el fuselaje	246
Figura 144. Conjunto superior e inferior de la estructura del Quadrotor	247
Figura 145. Instalación de los elementos del grupo moto-propulsor.	248

Figura 146. Ensamble del motor en la punta del brazo	248
Figura 147. Ensamble terminado del brazo	249
Figura 148. Conjunto de equipos internos.	250
Figura 149. Instalación de bancadas en el interior del fuselaje	250
Figura 150. Montaje de las tarjetas electrónicas.	251
Figura 151. Detalle de la zona inferior del fuselaje.	251
Figura 152. Instalación de cúpulas en el cuerpo central del Quadrotor	252
Figura 153. Ensamblaje final del Quadrotor	252
Figura 154. Procedimiento de pesaje de componentes	253
Figura 155. Principales dimensiones del Quadrotor.	256
Figura 156. Aplicación de carga en el extremo del brazo.	259
Figura 157. Banco de pruebas horizontal.	261
Figura 158. Banco de pruebas vertical	262
Figura 159. Pruebas de integración de los equipos.	263
Figura 160. Conexión Motor eléctrico – Control de velocidad.	264
Figura 161. Conexiones Control de velocidad – Batería.	264
Figura 162. Conexiones Control de velocidad – Micro-controlador.	265
Figura 163. Integración Micro-controlador - Sensores – Receptor Futaba.	266
Figura 164. Integración Batería – Alarma sonora de bajo voltaje.	268
Figura 165. Curva de la caída de voltaje de la batería, prueba sin carga útil.	271
Figura 166. Curva de la caída de voltaje de la batería, prueba con carga útil.	273
Figura 167. Respuesta del control proporcional $K_p=3$ en Prueba 1.	275
Figura 168. Respuesta del control proporcional $K_p=4.5$ Prueba 2.	276
Figura 169. Respuesta del control proporcional $K_p=4$, $K_d=10$ Prueba 3.	277
Figura 170. Respuesta del control $K_p=3.4$ y $K_d=30$ Prueba 4.	278

Figura 171. Respuesta del control $K_p= 3.6$, $K_i=0.010$, $K_d=10$ Prueba 5.	279
Figura 172. Respuesta del control $K_p= 3.6$, $K_i=0.010$, $K_d=13$, prueba 6.	280
Figura 173. Respuesta control $K_p= 3.7$, $K_i=0.010$, $K_d=13$, para combinación de movimientos de alabeo y cabeceo, prueba 7.	281
Figura 174. Movimiento de cabeceo hacia adelante y hacia atrás	283
Figura 175. Movimiento de alabeo hacia la derecha y hacia la izquierda	283

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Principales modelos comerciales de Quadrotores.	32
Tabla 2. Clasificación de los UAV`s según el DoD	58
Tabla 3. Clasificación de los UAV`s según EUROUVS	59
Tabla 4. Clasificación de los Multi-rotores	68
Tabla 5. Variaciones de velocidad y sustentación en cabeceo hacia adelante	73
Tabla 6. Variaciones de velocidad y sustentación en cabeceo hacia atrás	74
Tabla 7. Variaciones de la velocidad y sustentación en alabeo a la derecha	76
Tabla 8. Variaciones de velocidad y sustentación en alabeo a la izquierda	77
Tabla 9. Variaciones de velocidad y sustentación en guiñada a la derecha	79
Tabla 10. Variaciones de velocidad y sustentación en guiñada a la izquierda	80
Tabla 11. Condiciones iniciales de diseño	86
Tabla 12. Características básicas de diseño	87
Tabla 13. Parámetros iniciales de diseño	88
Tabla 14. Principales efectos físicos actuantes sobre un Quadrotor	106
Tabla 15. Posición general de los componentes del Quadrotor	126
Tabla 16. Componentes internos de un motor eléctrico Brushless	137
Tabla 17. Motor recomendado según necesidades de peso	142
Tabla 18. Especificaciones técnicas del motor Brushless 30-35-1250.	143
Tabla 19. Resultados de las pruebas en el banco de caracterización del motor.	147
Tabla 20. Especificaciones técnicas del ESC SS-35 ElectriFly	154
Tabla 21. Especificaciones técnicas de la batería LiPo Venom	160
Tabla 22. Especificaciones técnicas del sistema radio-control Futaba.	164
Tabla 23. Especificaciones de la tarjeta Arduino UNO.	166

Tabla 24. Sensibilidad típica y rangos de un giróscopo según la aplicación.	172
Tabla 25. Comparación de especificaciones entre IMU's comerciales.	173
Tabla 26. Características técnicas del sensor HMC5883L	180
Tabla 27. Características técnicas del sensor BMP085.	182
Tabla 28. Valores de los cálculos de momentos de inercia y masa total	187
Tabla 29. Métodos usados para la sintonización de un controlador PID.	194
Tabla 30. Tipos de lija y acabado superficial proporcionado	208
Tabla 31. Ficha técnica de la fibra de vidrio	211
Tabla 32. Ficha técnica de la cera desmoldante	212
Tabla 33. Ficha técnica del alcohol polivinílico	213
Tabla 34. Ficha técnica de la resina poliéster	215
Tabla 35. Ficha técnica del Gel Coat	216
Tabla 36. Ficha técnica del peróxido de metiletilcetona	218
Tabla 37. Ficha técnica del tejido en fibra de carbono	222
Tabla 38. Ficha técnica de la resina epóxica	224
Tabla 39. Comparación entre las resinas epóxica y poliéster	225
Tabla 40. Listado de pesos de los componentes del Quadrotor	254
Tabla 41. Resultados de las pruebas estáticas en ANSYS v.12	258
Tabla 42. Funciones de los sensores	266
Tabla 43. Funciones de los canales	267
Tabla 44. Medición de la demanda de corriente según señal PPM	269
Tabla 45. Desempeño de la batería sin carga útil.	270
Tabla 46. Desempeño de la batería con carga útil	272

LISTA DE ANEXOS

ANEXO A. GEOMETRÍAS Y EL CÁLCULO DE LOS MOMENTOS DE INERCIA	296
ANEXO B. PROTOCOLO DE COMUNICACIÓN I2C	303
ANEXO C. ESTIMACIÓN DE LOS ÁNGULOS DE EULER	304
ANEXO D. GUÍA DEL USUARIO (CONFIGURACIÓN DEL QUADROTOR A TRAVÉS DE LA INTERFAZ GRÁFICA)	322
ANEXO E. ESPECTROS DE LOS ANALISIS MECANICOS EN ANSYS.	329
ANEXO F. ESQUEMA DE INTEGRACION DE LOS EQUIPOS ELECTRICOS Y ELECTRONICOS.	334
ANEXO G. CODIGO FUENTE DEL CONTROL EN ARDUINO	335
ANEXO H. DESCRIPCION Y ANALISIS DE LA SINTONIZACION DEL CONTROL PID	343

ACRONIMOS

ATC	Air Traffic Control Control de Tráfico Aéreo
BEC	Battery Elimination Circuit Circuito de Corte de Batería
CAD	Computer Aid Design Asistente de Diseño Computacional
CIAC	Corporación de la Industria Aeronáutica de Colombia
CNC	Computer Numeric Control Control Numérico Computarizado
ESC	Electronic Speed Control Control Electrónico de Velocidad
EUROUVS	European Association of Unmanned Vehicles System Asociación Europea de Sistemas de Vehículos no Tripulados
FAA	Federal Aviation Administration Administración Federal de Aviación
FASST	Futaba Advanced Spread Spectrum Technology Tecnología Avanzada Futaba de Espectro Extendido
GPS	Global Position System Sistema de Posicionamiento Global
HTOL	Horizontal Take-Off Landing Despegue y Aterrizaje Horizontal
IARC	International Aerial Robotics Competition Competición Internacional de Robótica Aérea

IMU	Inertial Measurent Unit Unidad de Medición Inercial
LIPO	Litium – Polymer Litio – Polímero
MAV	Micro Air Vehicles Micro Vehículos Aéreos
MSL	Mean Sea Level Nivel Medio del Mar
MTOW	Maximun Take-off Weight Peso Máximo en Decolaje
PCM	Pulse Code Modulation Modulación por Pulso Codificado
PPM	Pulse Position Modulation Modulación por Posición de Pulso
PWM	Pulse Width Modulation Modulación por Ancho de Pulso
PID	Proportional Integral Derivativo
RPV	Remoted Piloted Vehicle Vehículo Pilotado Remotamente
QFD	Quality Function Deployment Despliegue de la función Calidad
TOW	Take-Off Weight Peso de Decolaje
UAV	Unmanned Aerial Vehicle Vehículo Aéreo no Tripulado
VTOL	Vertical Take-Off Landing

RESUMEN

TITULO:

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO EXPERIMENTAL DE LA ESTRUCTURA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV) TIPO QUADROTOR*

AUTORES:

JOSE ALBERTO HERRERA VASQUEZ

RICARDO ALEXIS RINCON VEGA**

PALABRAS CLAVE:

Vehículo, Aéreo, Tripulado, Quadrotor, Carbono, Micro-controlador, Sensores, Control

DESCRIPCION:

El objetivo de este proyecto de grado es el de proveer a la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander un vehículo aéreo no tripulado experimental tipo Quadrotor que sirva como herramienta de desarrollo tecnológico en el área de nuevos materiales y sus procesos de manufactura, así como en la incorporación de sistemas de control autónomo.

En este documento se plasman las fases de diseño, los procesos de selección de materiales y manufactura requeridos para la fabricación de los componentes estructurales del vehículo, donde se hizo empleo de herramientas computacionales de diseño mecánico y maquinado como SolidWorks, Ansys y PowerMILL.

Así mismo, se desarrolla el análisis dinámico del vehículo a través del modelado matemático de sus principales movimientos, realizando la simulación respectiva a través de herramientas de análisis dinámico como Simulink de Matlab para determinar su comportamiento optimizándolo a través de métodos de control como filtro PID para regular el alto grado de inestabilidad que estos tipos de vehículos poseen.

El resultado final es el prototipo experimental de un Quadrotor, completamente funcional, equipado con sistemas de estabilidad y control basado en micro-controladores, sensores y radio-control que cumple con los objetivos propuestos en este proyecto, el cual puede ser empleado en aplicaciones investigativas futuras.

* Trabajo de Grado

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Carlos Borrás Pinilla

SUMMARY

TITLE: DESIGN AND CONSTRUCTION OF AN EXPERIMENTAL PROTOTYPE STRUCTURE FOR A UNMANEED AERIAL VEHICLE (UAV) QUADROTOR TYPE.

AUTHORS:

JOSE ALBERTO HERRERA VASQUEZ

RICARDO ALEXIS RINCON VEGA**

KEYWORDS:

Vehicle, aerial, Manned, Quadrotor, Carbon, Microcontroller, Sensors, Control.

DESCRIPTION:

The objective of this degree project is to provide the Mechanical Engineering faculty of The Santander Industrial University with one experimental Quadrotor type unmaneend aerial vehicle that serves as a tool for technological development in the new materials and manufacturing processes field, as well as the incorporation of autonomous control systems.

This document embodies the design phase, selection processes and manufacturing materials required for the manufacture of the vehicle structural components, where computational tools for mechanical design and machining as SolidWorks, Ansys and PowerMILL were used.

In the same way, a vehicle dynamic analysis is developed through dynamic analysis tools, such as Simulink of Matlab, to determine its behavior and optimizing it through control methods, for example, a PID filter to regulate the high instability grade possessed by this kind of vehicles.

The final result is the Quadrotor experimental prototype, fully functional, equipped with stability and control systems based on micro-controllers, sensors and radio-control that meets the proposed objectives of this project, which can be employed in future researches.

* Work Degree

** Faculty of Physico-mechanical Engineerings. School of Mechanical Engineering. Project director: Carlos Borrás Pinilla.

INTRODUCCION

En las últimas dos décadas, el desarrollo tecnológico en el diseño y construcción de vehículos aéreos no tripulados (UAV) ha visto cambios significativos como nunca antes, gracias a la introducción de nuevos materiales, diversidad en el uso de sistemas de propulsión, introducción de complejos sistemas de control computarizado y una elevada transferencia de información de los parámetros de vuelo, telemetría, fotografía y video.

El empleo de materiales compuestos en aviación ha revolucionado los conceptos de diseño aeronáutico, permitiendo la fabricación de componentes estructurales con una excelente relación resistencia/peso, que los hacen ideales para esta aplicación. Por esta razón, este proyecto de grado tiene como uno de sus objetivos efectuar los procesos de manufactura necesarios para llevar a buen término el diseño y construcción de un UAV experimental tipo Quadrotor.

Para lograr una óptima versatilidad en las formas de vuelo que permite una plataforma aérea de despegue y aterrizaje vertical como la aquí diseñada, se requiere la incorporación de sistemas de control basados en arquitecturas dinámicas, de gran capacidad de procesamiento y provistos con lenguajes de fácil programación, en entornos amigables al usuario.

La integración y puesta a punto de dispositivos eléctricos y electrónicos en el interior de los componentes estructurales del vehículo, constituye una tarea de gran importancia que debe ser superada por el equipo diseñador para culminar con éxito los objetivos acá planteados.

1. DESCRIPCION DEL PROYECTO

1.1. IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

En la actualidad, la obtención de información a través de dispositivos remotos en forma de aeronaves no tripuladas (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) es una necesidad apremiante que debe ser satisfecha por todos los campos de la ingeniería para que pueda ser aprovechada en las más variadas aplicaciones científicas, tecnológicas, industriales y comerciales.

Desafortunadamente en muchas ocasiones los medios y recursos disponibles para obtener este tipo de información no están al alcance de la mano de los operadores; el empleo de satélites de observación son prohibitivos para muchos países debido a los altos costos de puesta en servicio, operación y mantenimiento y el despliegue de aeronaves de reconocimiento requiere una gran infraestructura humana y técnica, además de involucrar determinados niveles de riesgo para la integridad de los operadores según el tipo de misión de observación .

Una alternativa económica y viable respecto a las anteriormente descritas, está constituida por la gama de los vehículos aéreos no tripulados, aeronaves diseñadas como plataformas móviles controladas remotamente, que incorporan una gran variedad de sensores para la navegación y equipos ópticos para la adquisición precisa y directa de imágenes e información digital en tiempo real de manera rápida y segura.

Esta tecnología no permite ningún tipo de exposición o riesgo para el operador, constituyéndose así, en uno de los campos de la ingeniería con más amplio desarrollo en algunos países alrededor del mundo en los últimos años.

Existen alrededor del mundo una gran variedad de UAV`s en múltiples configuraciones en forma de modelos de ala fija (Aviones) y ala rotatoria (Helicópteros y Quadrotores). Gracias a su capacidad para superar obstáculos en el interior de estructuras y edificaciones, el Quadrotor se constituye en el vehículo más versátil y maniobrable dentro de la gama de los UAV`s, los cuales son ofrecidos en su gran mayoría por empresas del sector aeronáutico y defensa.

En la Tabla 1 tomada de Ref. [1], se listan los principales modelos comerciales de Quadrotores disponibles en el mercado internacional, así como su precio de compra y algunas especificaciones técnicas.

Tabla 1. Principales modelos comerciales de Quadrotores.

Name	Origin	Cost (£)	Mass (kg)	Payload (kg)	Endurance (min)	Rotor Ø (m)	Size: Ø (m) x Height (m)	Wind Load (m/s)	Range (m)	Notes:
EMT-Fancopter	DE	90k	1.5	0.3	25	0.6	0.73 x 0.44	4	1000	
AscTec- Hornet	DE	N/A	0.25	0.05	10	0.152	0.28 x 0.28 x 0.15	5	500	
AscTec-Hummingbird	DE	0.9k	0.56	0.2	12	0.203	0.54 x 0.10	10	500	
AscTec-Pelican	DE	N/A	0.25	0.5	11	0.203	0.50 x 0.5 x 0.2	10	1000	
AscTec-Falcon 8	DE	N/A	1.3	0.5	17	0.203	0.85 x 0.8 x 0.15	10	1000	
AscTec-Falcon 12	DE	N/A	3.4	1.5	20	0.305	1.25 x 1.2 x 0.20	10	1000	
AirRobot-AR100-B	DE	20-30k	1.3	0.2	25	0.37	1.0 x 0.20	8	750	
AirRobot-AR150	DE	N/A	2.5	1.0	25	0.37	1.5 x 0.40	8	1000	Q4 2009
AirRobot-AR70	DE	N/A	1.0	0.2	25	0.37	0.71 x 0.40	8	1000	Q4 2009
Microdrones-md4-200	DE	10-30k	0.9	0.2	30	0.37	0.91 x 0.20	4	500-2000	
Microdrones-md4-1000	DE	N/A	3.6	1.2	60	0.37	1.5 x 0.25	5	500-2000	Q4 2009
Draganflyer-SAVS	CA	1.5k	0.54	0.085	12	0.313	0.76 x 0.15	4	250	
Draganflyer-X4	CA	5-20k	0.68	0.25	20	0.38	0.65 x 0.21	4.5	500	Q4 2009
Draganflyer-X6	CA	10-30k	1.0	0.5	20 WNP	0.4 + 0.38	0.99 x 0.254	8.3	500	
Draganflyer-X8	CA	N/A	1.5	1.0	N/A	0.4 + 0.38	0.65 x 0.254	8.3	500	Q2 2010
Middlesex-HALO	UK	5-20k	3.3	1.5	40	0.254	0.7 x 0.254	10	1600	Q4 2010

Ref.[1] S.D, Prior, et al. **THE FUTURE OF BATTLEFIELD MICRO AIR VEHICLE SYSTEMS**, Middlesex University, School of Engineering and Information Sciences, Department of Product Design and Engineering, London, United Kingdom, 2009.

Como se puede observar, los precios de estos sistemas aéreos oscilan entre £5000 y £30000 (\$15'000.000.00 y \$90'000.000.00 pesos colombianos), dependiendo del tamaño y equipo transportado para navegación y observación. Su alto valor comercial y servicio postventa hace que estos dispositivos sean de difícil adquisición para algunos operadores que disponen de bajo presupuesto, pero requieren contar con esta tecnología.

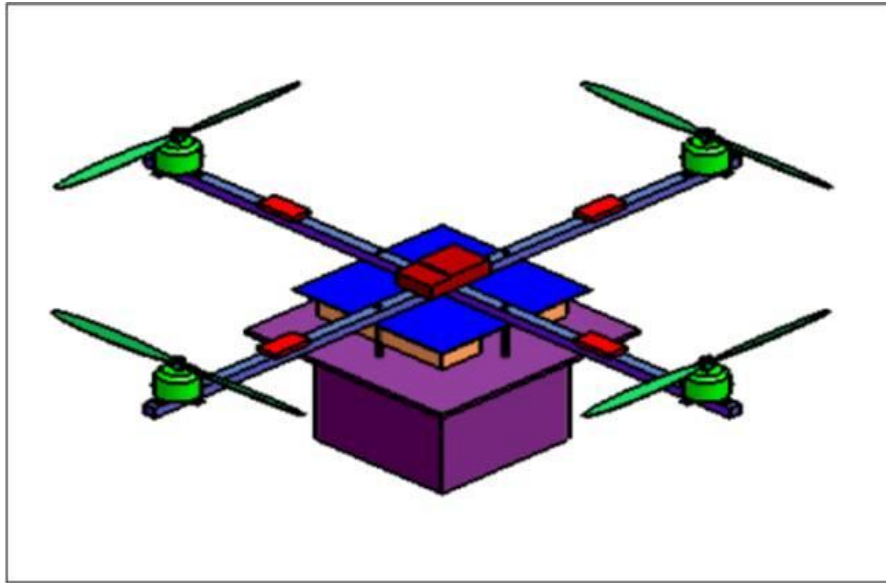
Por este motivo, se hace necesario buscar alternativas de diseño y fabricación a precios más reducidos, cumpliendo con las características y especificaciones técnicas similares a los modelos actualmente disponibles.

Desde hace varios años, proyectos de investigación financiados por universidades e instituciones tecnológicas han desarrollado un número considerable de UAV's alrededor del mundo.

Un ejemplo de este tipo de trabajo académico, lo constituye el Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Técnica de Virginia (USA), que ha fomentado la creación de equipos de investigación conformados por estudiantes que desarrollan todo tipo de prototipos de vehículos aéreos no tripulados, destinados a probar nuevos conceptos y dispositivos de control y navegación autónoma, con el fin de participar en la Competición Internacional de Robótica Aérea (International Aerial Robotics Competition, IARC).

Uno de estos UAV's tipo Quadrotor, denominado Proto 1, el cual se observa en la Figura 1, constituye un ejemplo de diseño simple y efectivo de una plataforma aérea destinada a la investigación.

Figura 1. Prototipo de Quadrotor Proto 1 (Virginia Tech)



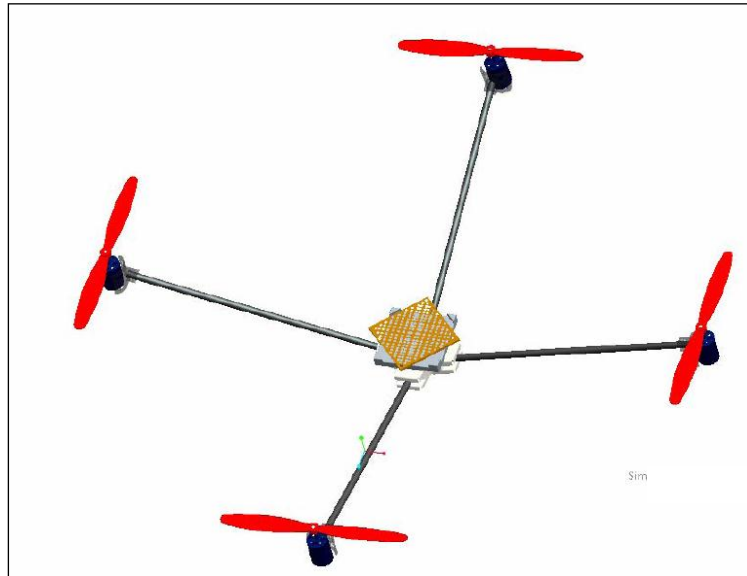
Fuente: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/IARC-FinalReport-v6.0.pdf

En la Universidad de Columbia (USA), el diseño de vehículos aéreos no tripulados tipo Quadrotor hace parte de sus proyectos de investigación en robótica aérea y control autónomo.

Los parámetros de diseño deben cumplir ciertas condiciones como el bajo presupuesto asignado para su construcción (<U\$ 400), facilidad de construir las piezas estructurales en los talleres del Departamento de Ingeniería Mecánica de la universidad y tiempo de desarrollo de 15 semanas entre otros.

El objetivo de este proyecto era diseñar un Quadrotor que pudiera permanecer en vuelo estacionario estable y autónomo, aún con perturbaciones externas. En la Figura 2 se muestra el diseño del prototipo, el cual está conformado por cuatro (4) tubos circulares de fibra de carbono y una estructura central donde se aloja el equipo electrónico.

Figura 2. Prototipo de Quadrotor (Columbia University)



Fuente: <http://me.columbia.edu/seniordesigns/2007/QUAVe/FinalReport.pdf>

De esta manera se identifica la necesidad de diseñar y construir en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander la estructura prototipo para un vehículo aéreo no tripulado en configuración Quadrotor, radio controlado manualmente, como primera etapa de desarrollo para motivar posteriores trabajos de investigación en robótica y control automático.

Este proyecto se realizará aplicando los conocimientos y habilidades adquiridas a lo largo del pre-grado presencial, con el fin de generar desarrollo e innovación de tipo investigativo a la región y al país a unos costos razonables con respecto a otros prototipos de características físicas y requerimientos técnicos similares.

1.2. JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA

La propuesta de diseñar y construir el prototipo experimental de la estructura para un vehículo aéreo no tripulado tipo Quadrotor en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander tiene como finalidad el desarrollo investigativo en el campo de materiales ligeros, resistentes y sus técnicas de manufactura, así como la programación de algoritmos de control.

La justificación de la solución propuesta radica en la realización del diseño, construcción y ensamblaje de un prototipo experimental que cumpla con las especificaciones técnicas y de calidad que requieren estos vehículos, fabricado a partir de materiales, insumos, equipos y repuestos comprados en el mercado comercial, incorporando las funciones básicas de control de vuelo a través de plataformas de programación de acceso libre, con el fin de despertar el interés por parte de los estudiantes de pregrado y maestría en Ingeniería Mecánica en la investigación de proyectos en áreas de control dinámico y robótica.

Al diseñar por autoría propia el prototipo experimental de la estructura del Quadrotor, se obtiene conocimiento, independencia y flexibilidad en materia de modificaciones o mejoras en materiales y procesos de manufactura, equipos y programación de sistemas de control que se requiera, en comparación con modelos ofrecidos en el mercado, demostrando así que se dispone del talento humano y recurso técnico para la ejecución de este tipo de proyectos.

1.3. OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO

1.3.1. Objetivos Generales

- ✓ Fortalecer el desarrollo investigativo en la ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA de la UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER, mediante el diseño y construcción de un prototipo experimental de la estructura de un vehículo aéreo tipo Quadrotor que sirva como plataforma de pruebas para investigaciones en materiales, robótica y control autónomo inteligente.

1.3.2. Objetivos Específicos

- ✓ Diseñar y construir el prototipo experimental de la estructura de un UAV tipo Quadrotor cuyo desarrollo comprenderá:
 - El diseño y construcción de los componentes estructurales del Quadrotor empleando herramientas computacionales de soporte CAD y CAE, tales como SolidWorks o ANSYS Workbench.
 - Seleccionar los materiales e insumos que satisfagan los requerimientos de diseño y construcción de la estructura propuesta como:
 - Fibra de Carbono: Gramaje 128 – 190 gr/m²
 - Fibra de Vidrio: Gramaje 83 – 150 gr/m²
 - Resina Epóxica: Multipropósito (fibra de carbono/vidrio)
 - Plástico: Termo-encogible

- Las especificaciones técnicas del vehículo aéreo experimental propuesto son:

- Dimensiones Aproximadas:

Longitud	800 mm (Entre ejes de rotores)
Altura	150 mm

- Pesos:

Peso Estructura	1000 -1500 g
Peso de Carga Útil	500 g

- Autonomía de Vuelo: 15 minutos

- Seleccionar los diferentes elementos del hardware que integran el Quadrotor, tales como:

- Planta Motriz:

Motor Eléctrico	Tipo	Brushless Outrunner
	Empuje	905 g-f (8.87 N)
	Voltaje de entrada	7.4 -11.1V
	Intensidad Máxima	35 A
	rpm/V	1250

- Propulsión:

Hélices	Plásticas para motor eléctrico	
	Diámetro	10 pulgadas
	Paso	7 pulgadas

- Fuente de Poder:

Batería	Tecnología	Polímero de Litio
	Voltaje	11.1 V
	Corriente	5000 mA

- Control de Velocidad del Motor:

Circuito Electrónico Voltaje de Entrada 20V

Corriente de Salida 35 A

- ✓ Seleccionar una tarjeta de control embebido basada en controlador ATMEGA que controle las funciones básicas de vuelo del Quadrotor y permita el desarrollo de futuros trabajos de investigación en control autónomo e inteligente.
- ✓ Seleccionar un equipo de radio control manual que incluya las funciones de programación básica y permita el vuelo del Quadrotor de una forma fácil y segura
- ✓ Diseñar y programar un algoritmo de control en lenguaje C para evaluar la estabilidad dinámica del Quadrotor, basado en técnicas de control y filtro PID.
- ✓ Realizar pruebas básicas de vuelo cautivas, donde se compruebe la validez del diseño mecánico y aerodinámico de la estructura propuesta.

1.4. JUSTIFICACIÓN DE LA SOLUCIÓN

Este proyecto de grado tiene como objetivo fortalecer y dinamizar el desarrollo investigativo en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander en materia de diseño y construcción de la estructura de vehículos aéreos tipo Quadrotor fabricada en materiales ligeros y resistentes, que servirá para la realización de trabajos de investigación relacionados con su vuelo de manera autónoma e inteligente mediante la incorporación de dispositivos electrónicos y la programación de algoritmos de control.

Mediante el diseño y construcción de este vehículo se pretende lograr una independencia tecnológica con respecto a equipos de similares características disponibles en el mercado internacional, adquiriendo conocimiento y experiencia en los procesos de selección de materiales, análisis aerodinámico y de esfuerzos, así como en la manufactura del producto terminado.

La puesta a punto de este vehículo aéreo tipo Quadrotor permitirá la realización de prácticas de vuelo en espacios abiertos y cerrados de forma manual con la posibilidad de implementarle en el futuro con sistemas de control y navegación autónoma, concediéndole capacidades adicionales como vuelo autónomo y semi-autónomo, evasión obstáculos, maniobras agresivas y tareas de posicionamiento geográfico de gran precisión.

1.5. ESTUDIO DE REQUERIMIENTOS GENERALES

De acuerdo al análisis realizado a través del Despliegue de la Función Calidad (QFD, Quality Function Deployment), la selección de los materiales utilizados para la fabricación del prototipo experimental de la estructura, los procesos de manufactura empleados durante la misma, así como los equipos y dispositivos electrónicos de potencia y control necesarios para el vuelo seguro y confiable del Quadrotor debe cumplir con el siguiente grupo de requerimientos:

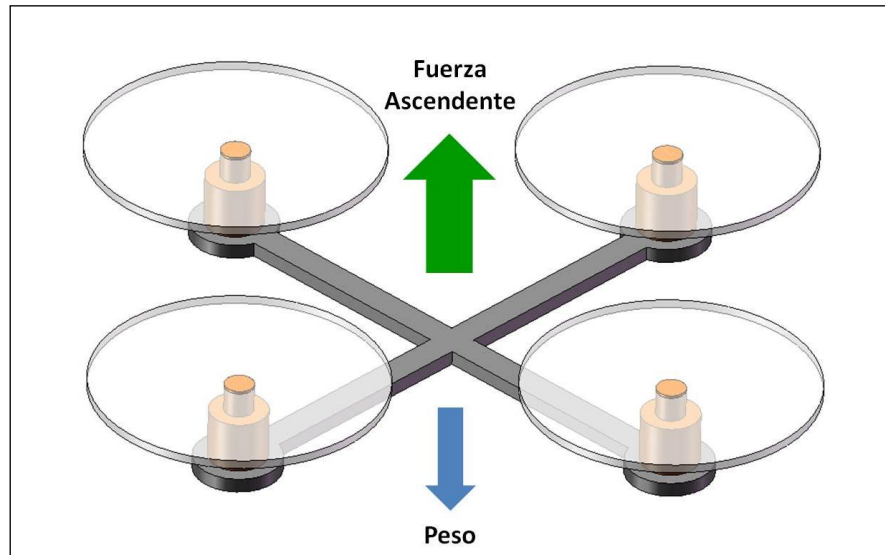
1.5.1. Requerimientos de diseño y construcción

Los requerimientos básicos para la realización del diseño y construcción de la estructura del Quadrotor están definidos por:

1. **Bajo peso:** Con el objetivo de aumentar la eficiencia del grupo propulsor (motor-hélice), la estructura del Quadrotor debe poseer como característica física su bajo peso, lo cual puede lograr el diseñador mediante el empleo de materiales ligeros de baja densidad.

El diseño liviano de la estructura, concede al Quadrotor unas características de vuelo óptimas, ya que el grupo propulsor requiere generar menos empuje para proporcionar capacidad de levante. En el balance final de fuerzas aerodinámicas que permiten el vuelo vertical del Quadrotor, el valor de la fuerza ascendente resultante debe ser mayor que el peso de despegue (TOW, Take-Off Weight) del vehículo, tal como se muestra en la Figura 3.

Figura 3. Balance de fuerzas en vuelo vertical



2. **Alta resistencia mecánica:** Una condición importante en la construcción de la estructura del Quadrotor deber ser su gran capacidad para tolerar altos esfuerzos estructurales, los cuales son impuestos principalmente cuando se presentan impactos contra el terreno, golpes con objetos o maniobras de vuelo bruscas donde se experimentan fuerzas de aceleración y desaceleración (Fuerzas G) de valor considerable. Esta situación puede conducir a la deformación, fractura o desprendimiento de un componente estructural, ocasionándole un daño temporal o permanente según su grado de severidad.

En la Figura 4 se pueden observar los graves daños sufridos en la estructura de un vehículo Quadrotor que experimentó una fuerte caída vertical a tierra ocasionada por fallas en el sistema de control durante un vuelo de prueba.

Figura 4. Daños en la estructura de un Quadrotor



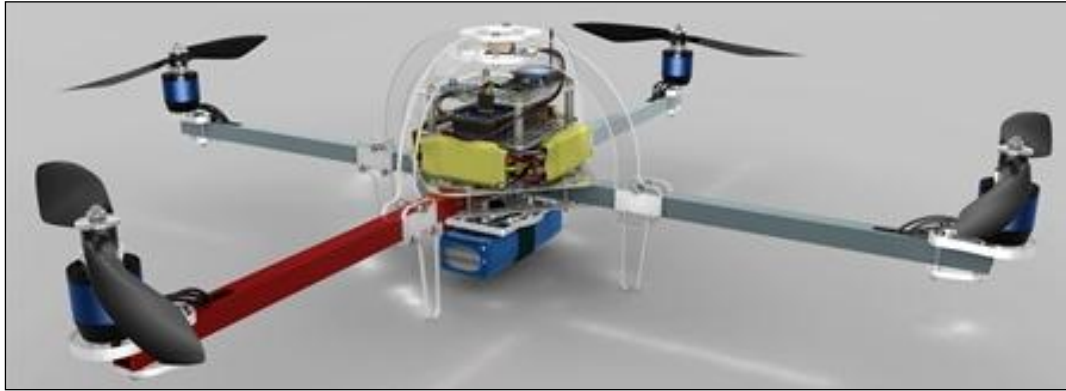
Fuente: <http://coe.uncc.edu/orgs/robotics/quadrotor/>

Dependiendo de la selección y calidad de los materiales empleados en la fabricación de la estructura se logra una mayor o menor capacidad de absorción de la energía de deformación.

- 3. Diseño aerodinámico:** La forma geométrica dada en la fase de diseño a los componentes estructurales del Quadrotor contribuye a aumentar o disminuir su resistencia aerodinámica, la cual es producida cuando las diferentes superficies del cuerpo se ven expuestas al flujo de aire.

En la Figura 5 se observa una estructura de Quadrotor tipo abierta, en donde todos los equipos y dispositivos electrónicos se ubican en la zona exterior del cuerpo central y los brazos, sin ningún tipo de recubrimiento aerodinámico sobre el cual pueda fluir el aire de una forma limpia.

Figura 5. Estructura de Quadrotor tipo abierta



Fuente: <http://www.funnyrobotics.com/2010/10/do-it-yourself-quadrotor-in-pre-order.html>

Una estructura de Quadrotor de tipo cerrado, similar a la mostrada en la Figura 6, donde los equipos y dispositivos electrónicos se ubican en el interior de cuerpos carenados, permite un mejor desempeño del flujo de aire que fluye sobre todas las superficies, confiriéndole unas características de vuelo óptimas.

Figura 6. Estructura de Quadrotor tipo cerrada



Fuente: <http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=716870&page=464>

4. **Diseño estético:** El atributo estético proporcionado en la fase de diseño a los componentes estructurales del Quadrotor se contempla como un requerimiento importante, ya que permite la realización de un producto atractivo, práctico y funcional, provisto de una excelente terminación y acabado.
5. **Diseño modular:** Los componentes principales de la estructura del Quadrotor cumplen el requerimiento de modularidad cuando son diseñados por secciones, las cuales al ensamblarse conforman un conjunto final. Esto permite que la fabricación de cada sección sea realizada empleando varias matrices o contra-moldes, dando la posibilidad de establecer una línea de producción en serie.
6. **Fácil ensamblaje:** La capacidad de instalar y poner a punto cada uno de los componentes de la estructura del Quadrotor puede ser mejorada mediante un diseño que permita la realización de esta labor de una manera rápida y confiable.

La forma y el método con el cual se ensamblan y desensamblan cada uno de los elementos estructurales requieren de un detallado análisis mecánico en la fase inicial de diseño con el fin de obtener una estructura robusta y resistente.

1.5.2. Requerimientos de operación

El empleo normal del Quadrotor debe estar basado en los siguientes requerimientos operativos:

1. **Elevada capacidad de levante:** La ventaja que otorga el transporte de una adecuada carga útil, permite la adecuación de diferentes tipos de sensores y dispositivos electrónicos (GPS, altímetro, cámaras de fotografía y video, etc.) en el interior del Quadrotor, destinados a aplicaciones específicas.
2. **Fácil control:** La adopción de un dispositivo micro-controlador que se encargue de las secuencias de operación de los motores en diferentes regímenes, permite al sistema propulsor alcanzar un nivel de estabilidad tal que brinda las condiciones óptimas para mantener al Quadrotor en vuelo con un alto margen de seguridad.
3. **Bajo nivel de ruido:** La selección de motores eléctricos permite el funcionamiento del Quadrotor con una emisión de ruido aceptable para el operador, gracias a que sus componentes rotativos (rotor o estator) giran por inducción de campos magnéticos, emitiendo bajos niveles de ruido a causa del poco rozamiento entre las piezas.
4. **Bajo nivel de vibración:** Los equipos de tipo rotativo instalados en el Quadrotor son la principal fuente de vibraciones mecánicas, las cuales se transmiten a lo largo de la estructura. Dependiendo de la magnitud y frecuencia de la vibración mecánica, el conjunto estructural puede verse afectado por el fenómeno de resonancia y destruirse completa o parcialmente.
5. **Vuelo estable y seguro:** La estabilidad en el vuelo del Quadrotor se logra mediante una óptima sintonización de las ganancias en el control PID

(Proporcional Integral Derivativo), función incorporada en la programación del micro-controlador.

1.5.3. Requerimientos de mantenimiento

Con el fin de optimizar las tareas de mantenimiento de la estructura del Quadrotor se requiere que:

1. **Fácil acceso a componentes:** Para cumplir este requisito se hace necesario que en la fase de diseño se tenga en cuenta la facilidad del operador de acceder a todos los componentes internos en la estructura de Quadrotor, tales como: motores, batería, sensores, tarjetas electrónicas, etc.
2. **Inter-cambiabilidad de componentes:** Los componentes principales de la estructura del Quadrotor cumplen con este requerimiento cuando pueden ser intercambiados de posición unos con otros sin verse afectadas sus características o funciones básicas.
3. **Fácil reparación de daños:** Un requisito importante en las tareas de mantenimiento radica en la facilidad de reparación de daños en los componentes estructurales como producto de caídas o golpes. La selección de los materiales, el proceso de manufactura empleado en la fabricación de las piezas, así como el tipo de ensamblaje diseñado, contribuyen a que los daños ocurridos puedan solucionarse de forma rápida sin afectar significativamente la operatividad del Quadrotor.
4. **Espacio reducido de almacenamiento:** La facilidad para almacenar y trasladar cómodamente los componentes estructurales del Quadrotor

requiere que el espacio para realizar estas tareas sea lo más reducido posible, lo cual se logra con un diseño compacto de su maleta de transporte.

1.5.4. Requerimientos económicos

En los aspectos económicos necesarios para la compra de materias primas y equipos deben contemplarse en los siguientes requerimientos:

- 1. Fácil adquisición de insumos y repuestos en el mercado:** La alta disponibilidad de insumos y materias primas en empresas y almacenes tanto a nivel local como nacional, empleados en el proceso de fabricación de las piezas para la estructura, facilita el proceso de adquisición de los mismos. Algunos equipos o dispositivos electrónicos seleccionados tales como motores, controles de velocidad, batería, etc., son ofrecidos por proveedores extranjeros, los cuales disponen del servicio de compra en línea a través de diferentes páginas de internet.
- 2. Bajos precios en la compra de insumos y equipos:** Los bajos precios comerciales de insumos, materias primas y equipos electrónicos seleccionados hacen que el presupuesto total se ajuste a los requerimientos económicos del operador, lo cual hace asequible su compra.
- 3. Reducción de costos en los procesos de manufactura:** La selección de insumos y materias primas económicas, sumado a un proceso de manufactura realizado íntegramente a nivel local, contribuye a una

reducción significativa en el costo total de la fabricación del Quadrotor, en comparación con modelos realizados en el exterior.

- 4. Reducción de costos en operación y mantenimiento:** Los costos directos e indirectos en las tareas de operación y mantenimiento pueden ser reducidos gracias al empleo de personal nacional con conocimiento y experiencia en el manejo de los equipos y dispositivos electrónicos del Quadrotor.

1.5.5. Requerimientos técnicos

Los siguientes requerimientos técnicos se tuvieron en cuenta durante las fases de diseño y construcción del Quadrotor:

- 1. Confiabilidad en los procesos de diseño y manufactura:** Durante la realización del proceso de diseño han sido empleados programas computacionales de dibujo mecánico (SolidWorks) que permiten un alto grado de exactitud en el dimensionamiento, así como en la visualización de los componentes internos y externos del modelo.

El comportamiento mecánico de la estructura del Quadrotor puede ser validada computacionalmente empleando la aplicación respectiva para la ejecución del análisis de esfuerzos y deformaciones.

- 2. Trazabilidad de componentes:** La totalidad de las materias primas e insumos empleados en la fabricación de la estructura, así como los

equipos y dispositivos electrónicos son productos certificados y garantizados, adquiridos a proveedores nacionales e internacionales.

3. **Fácil lenguaje de programación:** La selección de un lenguaje computacional sencillo de comprender y con variadas alternativas de programación de todos los parámetros involucrados en el funcionamiento del Quadrotor contribuye a facilitar las tareas del programador. Los software de código libre (Open Source) disponibles en páginas de internet constituyen una interesante alternativa al momento de escoger esta herramienta gracias a la diversidad de librerías utilizables.

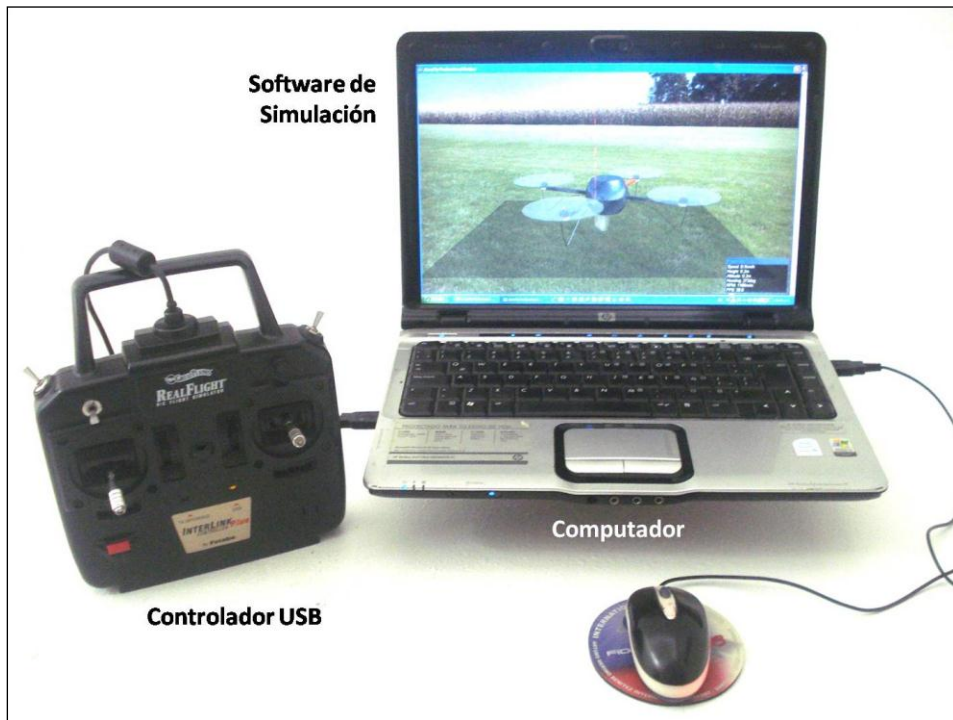
1.5.6. Requerimientos de soporte técnico

Los servicios de soporte técnico que dispone el operador deben contar con los siguientes requerimientos:

1. **Disponibilidad de asesoría técnica:** La posibilidad de contar con personal que posea experiencia en el funcionamiento y manipulación de los equipos y dispositivos electrónicos es fundamental para el operador, ya que puede solicitar su colaboración en el momento que sea necesario.
2. **Capacitación en diseño y construcción:** El operador puede ser capacitado en todos aspectos inherentes al diseño del Quadrotor, con el fin de conocer a fondo el funcionamiento y comportamiento de sus componentes mecánicos, eléctricos y electrónicos.
3. **Capacitación en operación y mantenimiento:** Un importante servicio de soporte técnico son las clases de capacitación y entrenamiento que puede

recibir el operador para la futura ejecución de vuelos. En la Figura 7 se observa un modelo de Quadrotor denominado **QRO (Quad Rotor Observer)** versión 5, desarrollado y construido por JL Naudin Ref. [2], agregado en el software de simulación para aeromodelismo **AeroFly Professional Deluxe** versión 1.8.0.9.

Figura 7. Software y equipo de entrenamiento para vuelo de Quadrotor



Para efectuar un entrenamiento de simulación más realista de las condiciones de vuelo se requiere la instalación del dispositivo de control manual conectado al computador mediante puerto USB.

Ref.[2] www.jlnlabs.org

2. MARCO TEORICO

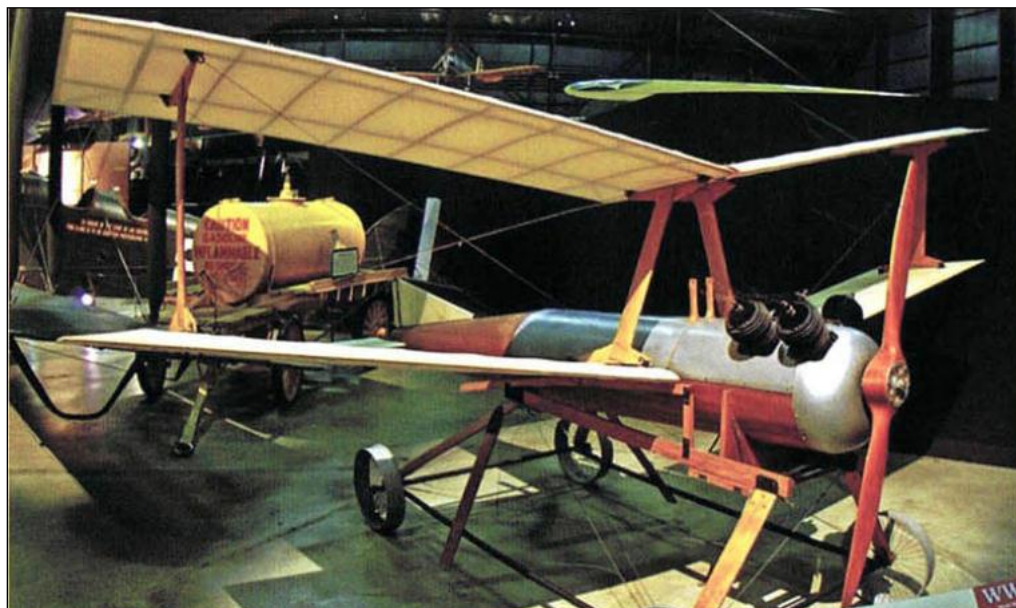
2.1. HISTORIA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

El concepto de los vehículos aéreos no tripulados no es nuevo, ya que su desarrollo se inicia desde los tiempos de la Primera Guerra Mundial cuando un grupo de diseñadores Norteamericanos y Británicos de armamento aéreo buscaban la forma de guiar y dirigir remotamente bombas y torpedos con el fin de impactar con mayor eficacia en los blancos enemigos designados.

El “torpedo aéreo” Kettering Bug (Figura 8), desarrollado por el inventor Charles Kattering y puesto en servicio en diciembre de 1917, puede considerarse como el antecesor de los modernos misiles de crucero, así como de algunos UAV's de última tecnología que se emplean actualmente para simular blancos aéreos. Esta arma de configuración alar biplana estaba propulsada por un motor que proveía una potencia de 40 hp. La incorporación de los primitivos sistemas de navegación inercial así como de radio control fueron esenciales para lograr su vuelo no tripulado.

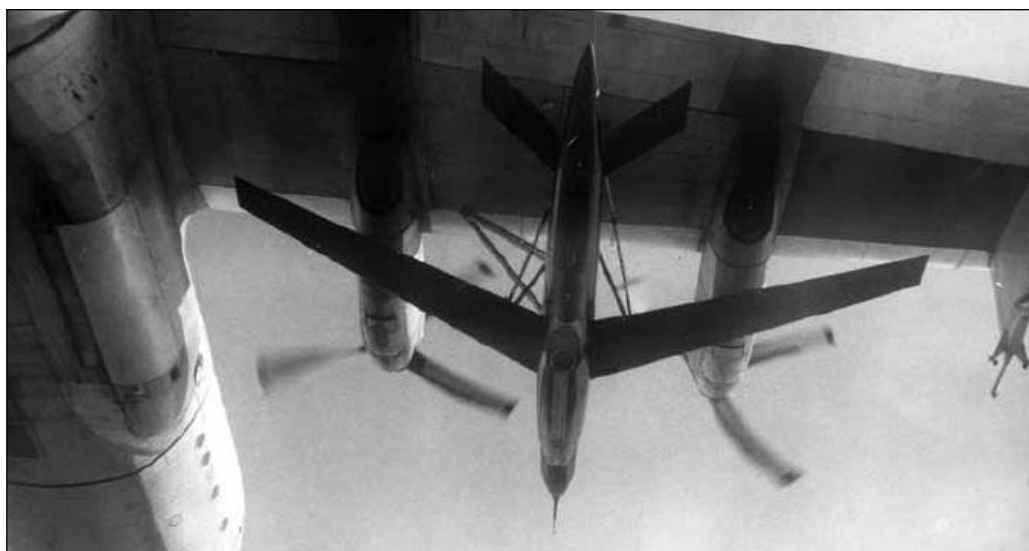
En los años 50, se desarrollaron mejores métodos de radio-control y perfeccionamiento en los lentes de cámaras ópticas llevaron a la realización práctica y funcional de los primeros vehículos de reconocimiento no tripulados. Durante la Guerra de Vietnam (1965-1975), la Fuerza Aérea Norteamericana (US Air Force, USAF) hizo uso extensivo de un Drone (UAV) desarrollado por la empresa Ryan Aeronautical; este era el modelo 147 Firebee (AQM-134) que se transportaba bajo el soporte sub-alar de un avión C-130 Hércules.

Figura 8. Torpedo aéreo Kettering Bug



Fuente: Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917-2007, Steven J Zaloga, Osprey Publishing Ltd, pág.7, United Kingdom, 2008.

Figura 9. Drone AQM-134 Firebee



Fuente: Air Force UAV's The Secret History, Thomas P. Ehrhard, Mitchell Institute Study, pág.5, United States of America, July 2010.

Posteriores desarrollos en este campo produjeron aeronaves más lentas y económicas, así como funcionales y fáciles de operar en el terreno que fueron denominadas RPV (Remote Piloted Vehicles) o vehículos pilotados remotamente que demostraron la aplicabilidad y eficacia del concepto.

Después de Estados Unidos, Israel se posicionó como país pionero en el desarrollo y empleo de RPV en misiones reales de combate desde 1982, cuando fueron desplegados sobre los cielos del valle de Bekaa (Líbano) para realizar tareas de señuelo y reconocimiento fotográfico. En la Figura 10 se aprecia el modelo de RPV IAI Scout equipado con cámara de TV en el interior del domo de cristal inferior, así como con otros equipos de reconocimiento.

Figura 10. RPV Israelí IAI Scout



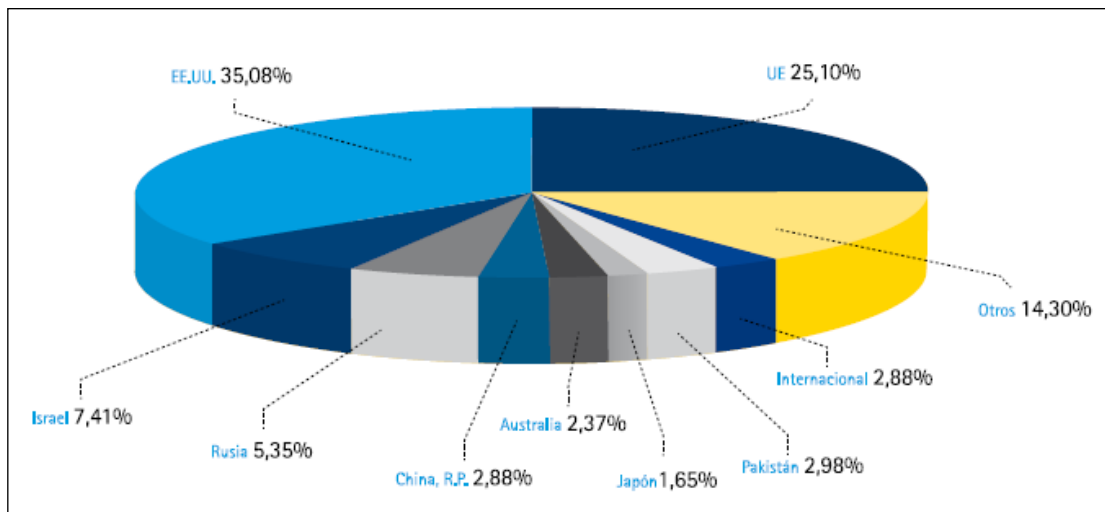
Fuente: Enciclopedia Aviones de Guerra “El combate aéreo hoy”, Editorial Planeta-De Agostini S.A., Volumen II, Fascículo No.17, pág.323, Barcelona, España, Diciembre 1986.

Desde entonces, han sido producidos un notable número de vehículos aéreos no tripulados (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) como posteriormente empezaron de denominarse en la industria aeronáutica.

2.1.1. Producción de UAV's en el mundo

Como resultado de los notables éxitos en su empleo operativo, desde la década de los 80 la producción de UAV's ha experimentado un vertiginoso ascenso. El país que lidera la Investigación y Desarrollo (I+D) lo encabeza Estados Unidos con 341 sistemas no tripulados (35,08%), seguido por la Unión Europea con 239 (25,10), Israel 83 (7,41%), Federación Rusa 52 (5,35%), y Paquistán con 29 UAV's (2,98%), entre otros, tal como lo muestran los porcentajes de producción mundial en la Figura 11.

Figura 11. Distribución de la producción mundial de UAV's



Fuente: Sistemas Aéreos no Tripulados "Visión Estratégica Española", Plataforma Aeroespacial Española, Doc. Nº: PAE/Doc-UA/1006, pág.7, Madrid, España, 2010.

Estadísticas recientes tomadas de Ref. [1] muestran que en los años 2009-10 los sistemas aéreos no tripulados se desarrollaron en 51 fuentes alrededor del mundo, experimentando un incremento del 22% con respecto a años anteriores.

Los UAV's con pesos máximos de despegue (Maximun Take-Off Weight, MTOW) menores a 5 kg ocuparon un 11% del total de desarrollos. La clasificación de 1190 sistemas implementados en esos años establece que 683 UAV's (57%) fueron empleados en cometidos militares, 150 (13%) para uso civil y comercial y 260 (22%) para propósitos mixtos. La mayor proporción de UAV's lo constituyen estructuras de ala fija (72%), seguido por vehículos de ala rotatoria (17%), ducted fan (3%) y sistemas aerostáticos (3%).

2.1.2. Producción de UAV's en Latinoamérica

En América Latina, la ausencia de transferencia tecnológica con los países desarrollados, la poca integración en materia aeronáutica y la falta de recursos económicos ha rezagado a los países de la región en el campo de UAV's a unos pocos diseños que buscan abrirse espacio en el mercado local y regional.

Argentina con 13 modelos, México con 4, Brasil con 4 y Chile con 2 son las principales naciones que lideran proyectos (I+D) surgidos de las necesidades propias de cada operador en materia de vigilancia y observación. Algunos países, incluido Colombia han optado por adquirir UAV's extranjeros, provenientes de proveedores en Estados Unidos e Israel con el objetivo de cubrir sus crecientes necesidades de observación y vigilancia más allá del alcance visual. No obstante, en la actualidad se están desarrollando proyectos interesantes por parte de la industria nacional en alianza con empresa privada y algunas instituciones académicas que prometen dar resultados en el corto y mediano plazo, como el UAV Iris diseñado y construido por la Corporación de la Industria Aeronáutica de Colombia (CIAC).

2.2. CLASIFICACION DE LOS VEHÍCULOS AEREOS NO TRIPULADOS

Teniendo en cuenta los requerimientos operacionales que imponga el tipo de misión, su configuración estructural, rendimiento de sus sistemas de propulsión o comportamiento aerodinámico, los UAV's pueden ser clasificados según factores como su altitud, autonomía o características de vuelo. En la Figura 12 se muestra como ejemplo el UAV RQ-4A Global Hawk diseñado específicamente para vuelos a gran altitud y largo alcance.

Figura 12. UAV RQ-4A Global Hawk en vuelo a gran altitud



Fuente: Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917-2007, Steven J Zaloga, Osprey Publishing Ltd, pág.29, United Kingdom, 2008.

Es preciso mencionar que no prevalece una consideración o criterio único y universal para la clasificación de estos sistemas aéreos, ya que cada organización determina sus propios parámetros para realizar esta tipificación.

2.2.1. Según su altitud de vuelo

Dependiendo de la altitud de vuelo, el Departamento de Defensa de Estados Unidos (Department of Defense, DoD) iguala las capacidades de los UAV's respecto con las aeronaves convencionales que sobrevuelan el espacio aéreo norteamericano, según los criterios de la Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration, FAA) que se detallan en la Tabla 2.

Tabla 2. Clasificación de los UAV's según el DoD

		Certified Aircraft / UAS (Cat III)	Nonstandard Aircraft / UAS (Cat II)	RC Model Aircraft / UAS (Cat I)
FAA Regulation		14 CFR 91	14 CFR 91, 101, and 103	None (AC 91-57)
Airspace Usage		All	Class E, G, & non-joint-use Class D	Class G (<1200 ft AGL)
Airspeed Limit, KIAS		None	NTE 250 (proposed)	100 (proposed)
Example Types	Manned	Airliners	Light-Sport	None
	Unmanned	Predator, Global Hawk	Shadow	Dragon Eye, Raven

Fuente: Unmanned Systems Integrated Roadmap 2009-2034, Department of Defense USA, Washington D.C., pág. 95, March 12, 2009.

Los UAV's pertenecientes las categorías II y III Ref. [3], requieren certificación de aeronavegabilidad por parte de las organizaciones de regulación aeronáutica y su vuelo deber ser monitoreado constantemente por los servicios de control de tránsito aéreo (Air Traffic Control, ATC), pues operan a altitudes de vuelo similares de las aeronaves tripuladas. Por su parte, los UAV's situados en la categoría I son considerados aeromodelos de vuelo libre que operan en espacios aéreos no controlados Ref. [4].

Ref.[3] Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space Part 91,101,103, Right of Way Rules, FAA, Washington D.C., 2010.

Ref.[4] Advisory Circular AC 91-57 "Model Aircraft Operating Standards", FAA, Washington D.C., June 9, 1981.

2.2.2. Según su peso máximo en descolaje, altitud y autonomía de vuelo

La Asociación Europea de Sistemas de Vehículos no Tripulados (European Association of Unmanned Vehicles System, EUROUVS) se basa en parámetros físicos como el peso máximo en despegue (Maximum Take Off Weight, MTOW) y características de vuelo como la altitud y autonomía máxima de vuelo para clasificar los UAV's, como se ve en la Tabla 3.

Tabla 3. Clasificación de los UAV's según EUROUVS

	Category (acronym)	Maximum Take Off Weight (kg)	Maximum Flight Altitude (m)	Endurance (hours)	Data Link Range (Km)	Example	
						Missions	Systems
Micro/Mini UAVs	Micro (MAV)	0.10	250	1	< 10	Scouting, NBC sampling, surveillance inside buildings	Black Widow, MicroStar, Microbat, FanCopter, QuattroCopter, Mosquito, Hornet, Mite
	Mini	< 30	150-300	< 2	< 10	Film and broadcast industries, agriculture, pollution measurements, surveillance inside buildings, communications relay and EW	Mikado, Aladin, Tracker, DragonEye, Raven, Pointer II, Carolo C40/P50, Skorplo, R-Max and R-50, RoboCopter, YH-300SL
Tactical UAVs	Close Range (CR)	150	3.000	2-4	10-30	RSTA, mine detection, search & rescue, EW	Observer I, Phantom, Copter 4, Mikado, RoboCopter 300, Pointer, Camcopter, Aerial and Agricultural RMax
	Short Range (SR)	200	3.000	3-6	30-70	BDA, RSTA, EW, mine detection	Scorpio 6/30, Luna, SilverFox, EyeView, Firebird, R-Max Agri/Photo, Hornet, Raven, phantom, GoldenEye 100, Flyrt, Neptune
	Medium Range (MR)	150-500	3.000-5.000	6-10	70-200	BDA, RSTA, EW, mine detection, NBC sampling	Hunter B, Mücke, Aerostar, Sniper, Falco, Armor X7, Smart UAV, UCAR, Eagle Eye+, Alice, Extender, Shadow 200/400
	Long Range (LR)	-	5.000	6-13	200-500	RSTA, BDA, communications relay	Hunter, Vigilante 502
	Endurance (EN)	500-1.500	5.000-8.000	12-24	> 500	BDA, RSTA, EW, communications relay, NBC sampling	Aerosonde, Vulture II Exp, Shadow 600, Searcher II, Hermes 450S/450T/700
	Medium Altitude, Long Endurance (MALE)	1.000-1.500	5.000-8.000	24-48	> 500	BDA, RSTA, EW weapons delivery, communications relay, NBC sampling	Skyforce, Hermes 1500, Heron TP, MQ-1 Predator, Predator-IT, Eagle-1/2, Darkstar, E-Hunter, Dominator
Strategic UAVs	High Altitude, Long Endurance (HALE)	2.500-12.500	15.000-20.000	24-48	> 2.000	BDA, RSTA, EW, communications relay, boost phase intercept launch vehicle, airport security	Global Hawk, Raptor, Condor, Theseus, Helios, Predator B/C, Libellule, EuroHawk, Mercator, SensorCraft, Global Observer, Pathfinder Plus,
Special Task UAVs	Lethal (LET)	250	3.000-4.000	3-4	300	Anti-radar, anti-ship, anti-aircraft, anti-infrastructure	MALI, Harpy, Lark, Marula
	Decoys (DEC)	250	50-5.000	< 4	0-500	Aerial and naval deception	Flyrt, MALD, Nulka, ITALD, Chukar
	Stratospheric (Strato)	TBD	20.000-30.000	> 48	> 2.000	-	Pegasus
	Exo-stratospheric (EXO)	TBD	> 30.000	TBD	TBD	-	MarsFlyer, MAC-1

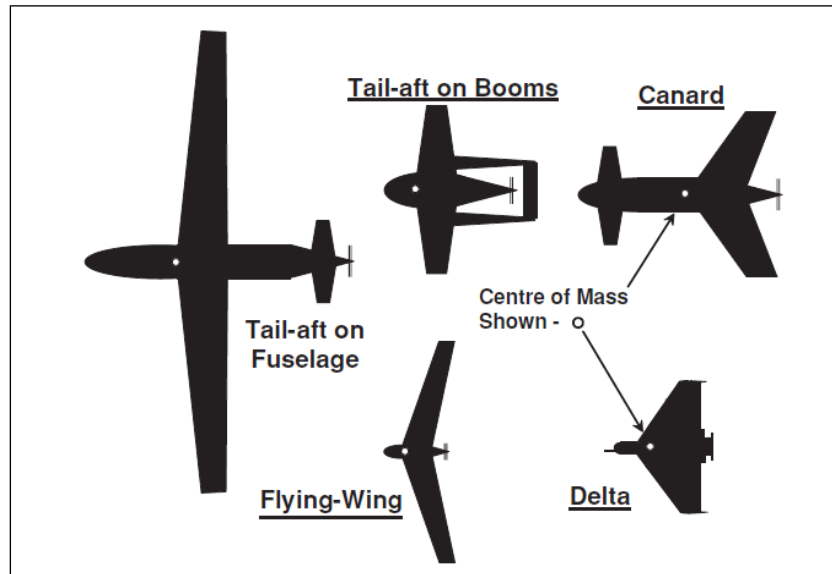
Fuente: "Unmanned Aerial Vehicles: An Overview", María de Fátima Bento, insideGNSS, págs. 54-61, January-February, 2008.

2.2.3. Según sus características de vuelo

La forma y configuración estructural de los UAV's define en gran medida su comportamiento aerodinámico en despegue, vuelo y aterrizaje, siendo los principales géneros según la Ref. [5]:

1. **Horizontal Take-off and Landing (HTOL):** En este apartado se ubican las aeronaves cuyo despegue y aterrizaje se efectúa de forma horizontal con respecto a la superficie del terreno y es considerado de tipo convencional. Para lograr esto emplean superficies aerodinámicas en forma de alas que proporcionan la fuerza de sustentación. En la Figura 13 se observan las disposiciones básicas de esta clasificación.

Figura 13. Configuración HTOL de UAV's



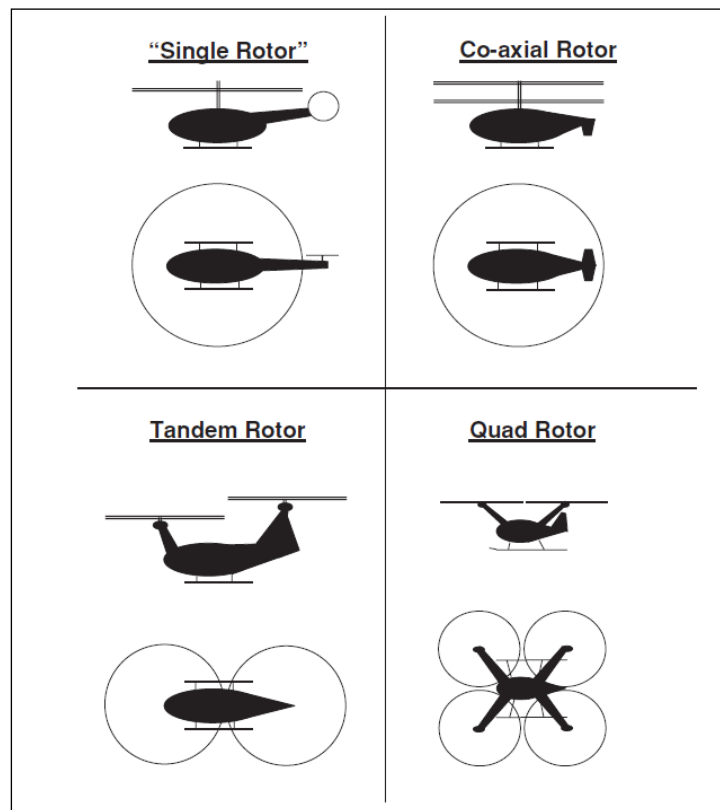
Fuente: Ref.[5]

Ref.[5] Unmanned Aircraft Systems: UAV's Design, Development and Deployment, Reg Austin, Wiley Publication, págs. 34-42, United Kingdom, 2010.

- Tail-aft on Fuselage: Estabilizadores ubicados en la cola del fuselaje.
- Tail-aft on Booms: Fuselaje de cola dividido en dos secciones.
- Flying-Wing: Ala y fuselaje integrados.
- Canard: Estabilizador horizontal ubicado delante del ala.
- Delta: Ala en configuración triangular.

2. Vertical Take-off and Landing (VTOL): El despegue y aterrizaje vertical es proporcionado por la sustentación que genera determinado número de rotores montados en la estructura del fuselaje. Las representaciones más importantes de esta clasificación se detallan en la Figura 14.

Figura 14. Configuración VTOL de UAV's



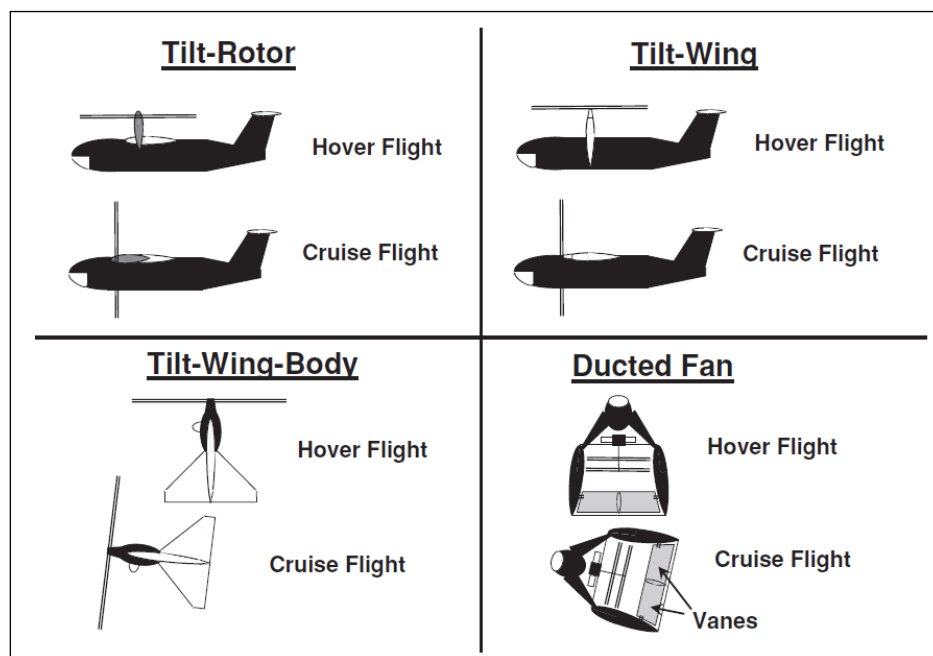
Fuente: Ref.[5]

- Single Rotor: Un rotor principal y un rotor de cola anti-torque.
- Co-axial Rotor: Dos rotores principales giran en sentido contrario.
- Tándem Rotor: Dos rotores principales ubicados lado a lado.
- Quad Rotor: Cuatro rotores montados sobre la estructura.

3. Híbridos: En esta clasificación se ubican las aeronaves que presentan características de vuelo HTOL y VTOL de manera simultánea, es decir pueden decolar y/o aterrizar horizontal y/o verticalmente gracias al movimiento simultáneo de sus rotores, alas o superficies de control.

La Figura 15 muestra los diferentes esquemas que pueden adoptar estas aeronaves de tipo híbridas.

Figura 15. Configuración Híbrida de UAV's



Fuente: Ref.[5]

- Tilt-Rotor: Rotores montados en las alas giran en vuelo.
- Tilt-Wing: Alas con rotores giran en vuelo.
- Tilt-Wing-Body: Fuselaje con rotor ubicado verticalmente.
- Ducted Fan: El rotor encapsulado en el interior del fuselaje.

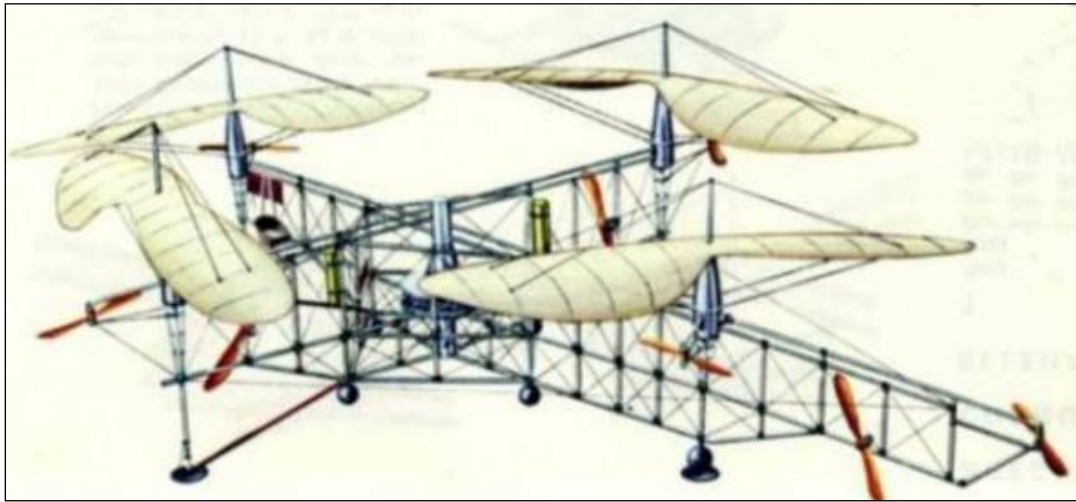
2.3. Configuración Multi-rotor

Un vehículo aéreo no tripulado que presenta la configuración de multi-rotor se puede definir fundamentalmente como un “helicóptero” que posee varios ejes de rotación sobre los cuales se montan rotores independientes, los cuales giran en sentidos opuestos con el fin de contrarrestar el efecto de torsión producido; evitando así que la aeronave gire descontroladamente sobre su eje vertical de rotación.

El concepto de crear un vehículo aéreo multi-rotor se remonta a los inicios de la aviación en el siglo XX, cuando el 11 de noviembre de 1922 el ingeniero francés Étienne Oehmichen (1884-1955) voló con éxito su modelo de helicóptero “Oehmichen No.2”, primera aeronave de su tipo con la suficiente potencia para transportar a un hombre. Tenía cuatro grandes rotores de dos palas cada uno, montados horizontalmente sobre una estructura tubular en forma de X y accionados por un motor de 120 caballos de potencia.

Ante la imposibilidad de controlar la actitud y orientación del helicóptero, le fueron añadidas ocho pequeñas hélices, instaladas de forma vertical en las puntas del marco estructural. Este particular diseño de ala rotatoria se observa en la Figura 16.

Figura 16. Helicóptero Oehmichen No.2

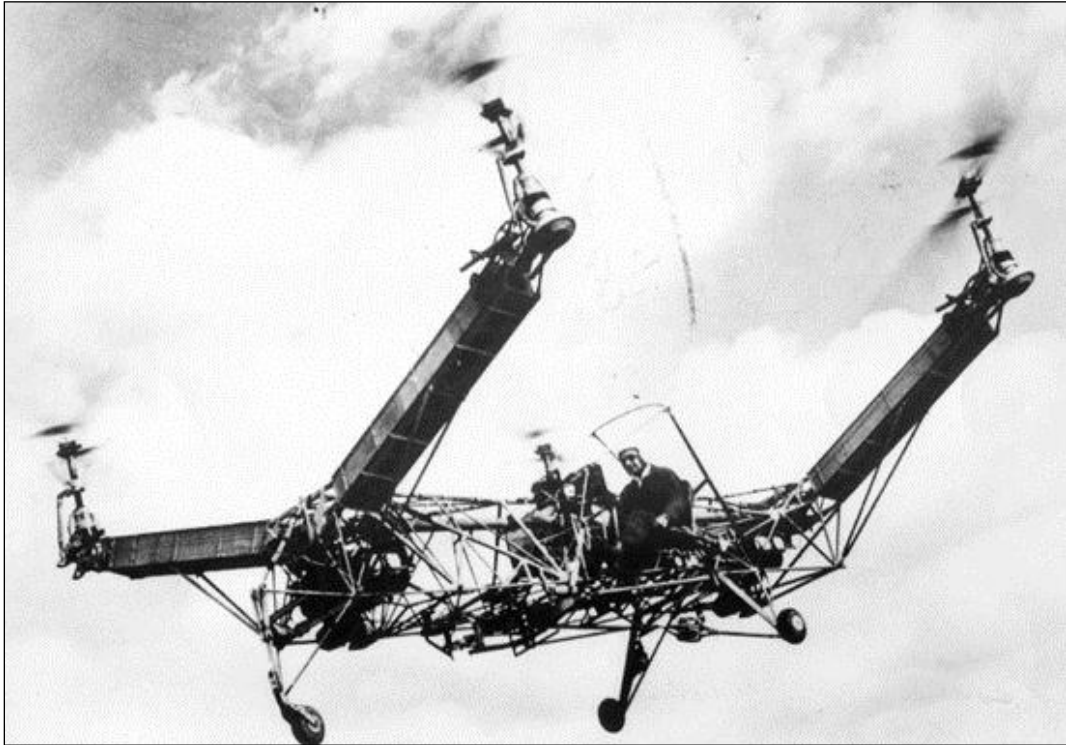


Fuente: <http://ingaeronautica.files.wordpress.com/2010/11/helicoptero-2.jpg?w=590&h=272>

En un trabajo paralelo, el ingeniero ruso George de Bothezat diseño y construyó entre 1921 y 1922 un helicóptero multi-rotor para el Ejército de los Estados Unidos, dotado de un motor Le Rhône de 180 hp. La estructura del helicóptero estaba constituida por cuatro marcos de 20 metros de largo, sobre los que se montaban cuatro rotores de 7,8 metros de diámetro con seis aspas aerodinámicas recubiertas de tela cada uno.

Hacia los años 50's, fue desarrollado un modelo de helicóptero de cuatro rotores, denominado "Convertawing" (Figura 17). Su sistema de control en vuelo se basaba en la variación de potencia de los motores, los cuales ejercían cambios en la velocidad de los rotores, lo que aumentaba o reducía la fuerza de sustentación en cada uno de ellos. La realización exitosa de muchos vuelos de prueba, demostró la viabilidad de este concepto y abrió el camino para el desarrollo de nuevos diseños, los cuales se han materializado en modernas aeronaves multi-rotoras que actualmente vuelan en la forma de vehículos aéreos no tripulados.

Figura 17. Multi-rotor Convertawing

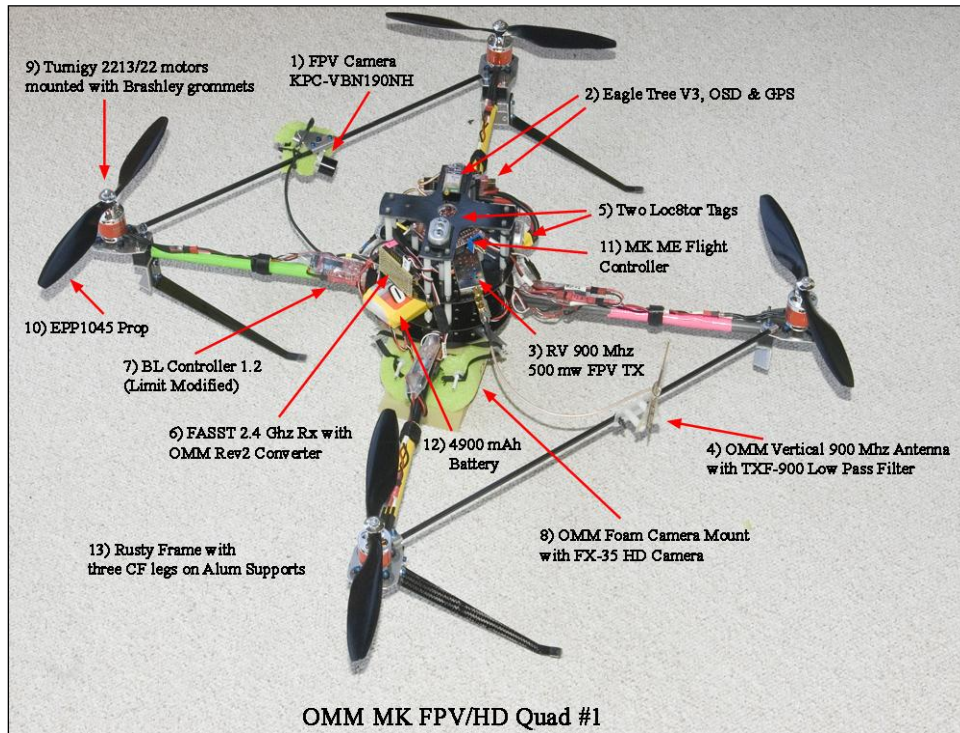


Fuente: http://illumin.usc.edu/assets/media/152/4589757501_315a2bc282_o.jpg

Los recientes avances en la electrónica, miniaturización de componentes, así como en lenguajes de programación más sencillos y flexibles han posibilitado la realización de un gran número de Micro Vehículos Aéreos (Micro Air Vehicles, MAV) fundamentados en el concepto muti-rotor.

Los tamaños y configuraciones de los MAV multi-rotores varían dependiendo de la aplicación y equipos, pero todos coinciden en la energía eléctrica como tipo de fuente de poder, ya que permite por medio de micro-controladores ejercer control direccional del vehículo. En la Figura 18 se muestran diferentes clases de sensores y dispositivos electrónicos instalados en la estructura de un MAV tipo Quadrotor.

Figura 18. Componentes electrónicos en un Quadrotor



Fuente: <http://static.rcgroups.net/forums/attachments/9/8/4/9/7/a2928058-15-OMMmkQuad.jpg>

Una gran mayoría de los modelos de Quadrotores provienen de origen europeo y son empleados en alta proporción por organizaciones relacionadas con el sector defensa y seguridad, aunque algunos operadores los utilizan en aplicaciones que incluyen el video y fotografía comercial, publicitaria, así como la transmisión de eventos deportivos.

La empresa AirRobot quien diseñó inicialmente Quadrotores para el Ejército Alemán, ofrece su principal modelo de Quadrotor comercial, el AR-100B, que se puede observar en vuelo estacionario en la Figura 19.

Figura 19. Quadrotor AirRobot AR-100-B



Fuente: <http://www.minimumsecurity.net/blog/surveys.jpg>

En materia de multi-rotores tipo Quadrotor, en Colombia se han realizado en los últimos años varios proyectos de grado en importantes universidades como la Nacional (Ref. [6]), Industrial de Santander (Ref. [7]), Libre (Ref. [8]), Pedagógica y Autónoma de Bucaramanga, dedicados en su mayoría a investigar aspectos relacionados con el modelamiento de sistemas control de estos dispositivos aéreos.

2.3.1. Clasificación de los Multi-rotores

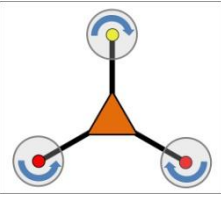
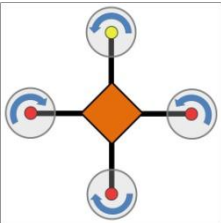
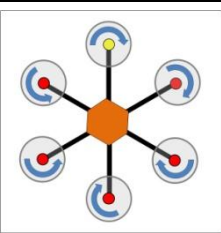
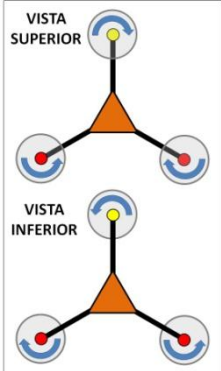
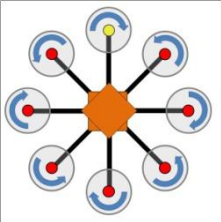
La clasificación para este tipo de MAV se basa fundamentalmente en el número de rotores y la forma estructural, tal como se define en la Tabla 4:

Ref.[6] Cotte Corredor Jorge Mario, et al. Diseño de control robusto de velocidad de motores brushless para robótica aérea, Universidad Nacional de Colombia, 2010.

Ref.[7] Jáuregui Uribe Alejandra Lucía, et al. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV), Universidad Industrial de Santander, 2010.

Ref.[8] Peña Giraldo Mauricio Vladimir, et al. Modelamiento Dinámico y control LQR de un Quadrotor, Universidad Libre, 2010.

Tabla 4. Clasificación de los Multi-rotores

NOMBRE	CARACTERÍSTICAS		EJEMPLO
Tricopter	Número de Motores: 3 Número de Rotores: 3 Ángulo de separación: 120° Configuración: Triangular		 Scorpion Tricopter
Quadcopter	Número de Motores: 4 Número de Rotores: 4 Ángulo de separación: 90° Configuración: Cruz, Equis		 Draganflyer X4
Hexacopter	Número de Motores: 6 Número de Rotores: 6 Ángulo de separación: 60° Configuración: Hexagonal		 Mikrokopter XL6
Y6copter	Número de Motores: 6 Número de Rotores: 6 Ángulo de separación: 120° Configuración: Triangular		 Draganflyer X6
Octocopter	Número de Motores: 8 Número de Rotores: 8 Ángulo de separación: 45° Configuración: Octogonal		 Mikrokopter Okto XL2

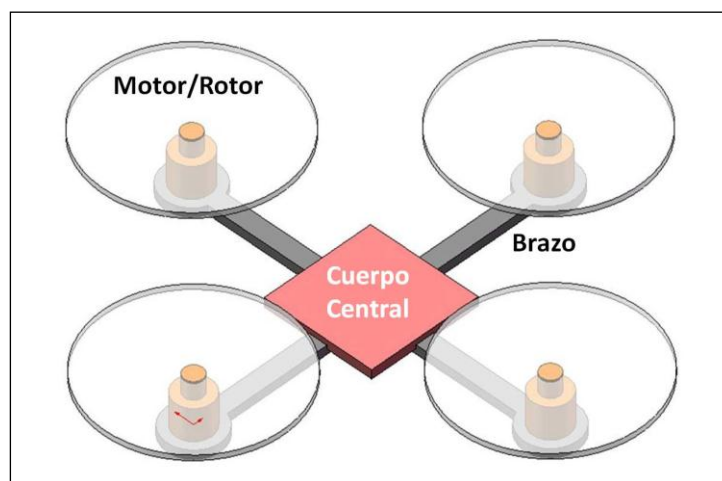
3. METODOLOGIA DE DISEÑO

Este capítulo describe la metodología implementada en la fase de diseño del Quadrotor, la cual va desde el diseño conceptual hasta el modelamiento básico y detallado de cada uno de los componentes estructurales, teniendo en cuenta los requerimientos establecidos con anterioridad en el capítulo 1.

3.1. DISEÑO BASICO DE QUADROTORES

Como se mencionó en el capítulo anterior un MAV tipo Quadrotor se define como una aeronave de ala rotatoria que monta en su estructura cuatro (4) rotores coplanarios e independientes acoplados cada uno en los ejes verticales de los motores, situados generalmente en los extremos de los brazos. En el cuerpo central o fuselaje se alojan los componentes electrónicos de control, baterías y dispositivos adicionales como sensores y cámaras; disposición elemental que se muestra en la Figura 20.

Figura 20. Anatomía básica de un Quadrotor

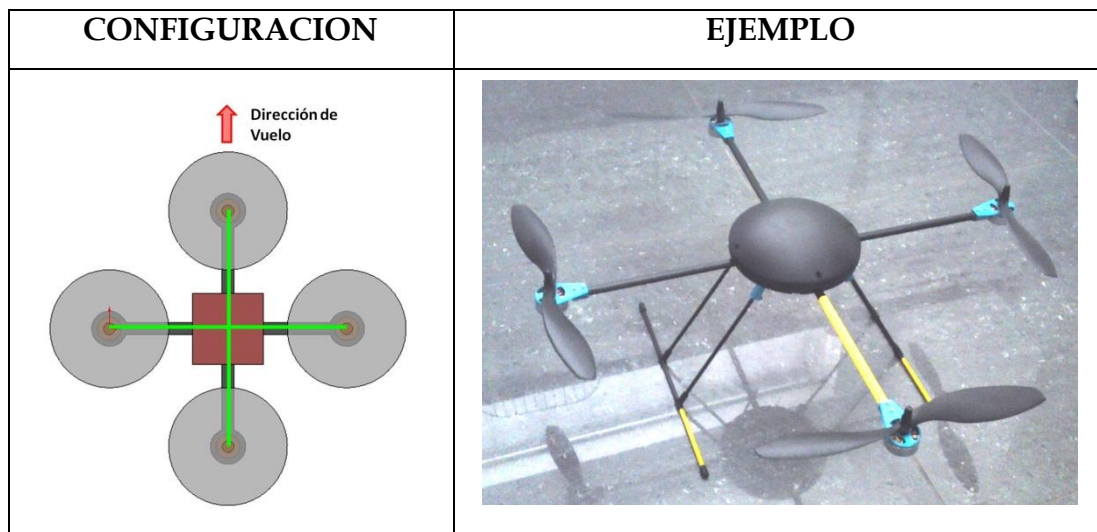


3.1.1. Configuraciones básicas

La estructura de los Quadrotores generalmente está conformada a partir de dos ejes ortogonales que se cruzan entre sí, dando como resultado dos configuraciones básicas:

1. **Configuración en Cruz:** La forma más sencilla y simple de montaje estructural de un Quadrotor lo constituye la configuración en cruz (+), diseño en el cual la dirección de vuelo del vehículo hacia adelante o hacia atrás coincide con el eje central de dos (2) de los brazos, tal como se explica en la Figura 21.

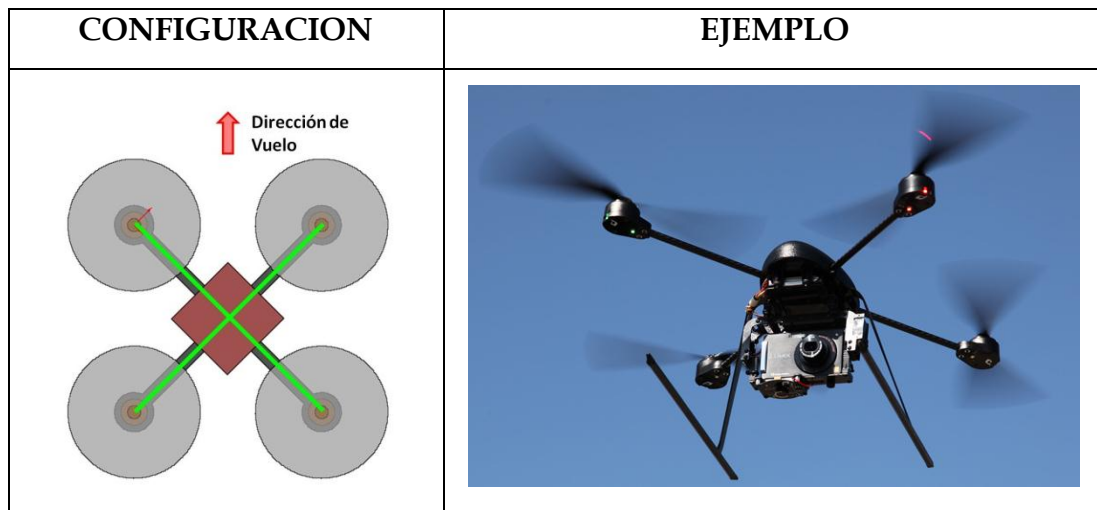
Figura 21. Configuración en Cruz



Los parámetros de programación para el control direccional mediante el cambio de velocidad rotacional en los motores son más fáciles de introducir en esta configuración, ya que los ejes (longitudinal y lateral) de movimiento coinciden con los brazos de la estructura.

2. **Configuración en Equis:** Otra forma de estructura, está definida por la forma en equis (X), en la cual la dirección de vuelo no coincide con los ejes de los brazos del Quadrotor, encontrándose rotada un ángulo de 45° con respecto al centro del fuselaje (Figura 22).

Figura 22. Configuración en Equis

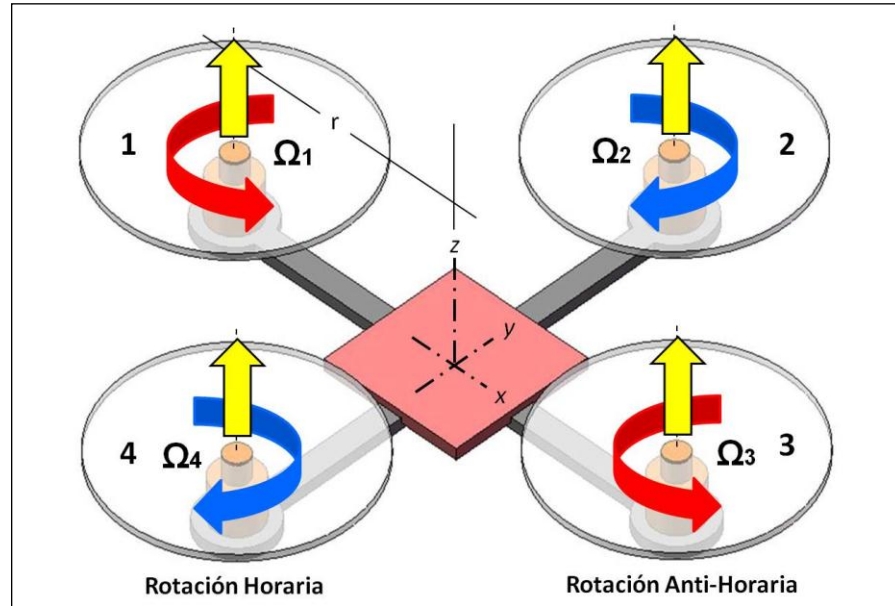


La introducción de los parámetros de control en esta configuración es más extensa y dispendiosa ya los movimientos en los ejes (longitudinal y lateral) requieren el control simultáneo en los cuatro (4) motores y no en solo dos (2) motores como el caso anterior.

3.1.2. Cancelación del Torque

Para cancelar el efecto de torsión que experimenta la estructura del Quadrotor, producido por el giro de cada rotor, se hace necesario configurar correctamente mediante técnicas de programación en la tarjeta electrónica de control el sentido de rotación en los cuatro (4) rotores; como se muestra en la Figura 23.

Figura 23. Sentidos de rotación de los rotores



Los motores 1 y 3 giran en sentido anti-horario, mientras que los motores 2 y 4 lo hacen en sentido horario, rotando a la misma velocidad rotacional (Ω).

$$\Omega_1 = \Omega_3 = \Omega_2 = \Omega_4 \quad (1)$$

Como los cuatro motores producen el mismo empuje, las fuerzas aerodinámicas producidas por los rotores generan momentos o torques en direcciones contrarias los cuales se contrarrestan ($\Sigma M_{(x,y)}=0$), llevando al sistema a una posición de equilibrio estático en el plano horizontal. Esta condición se cumple si la distancia desde el centro del fuselaje al eje de rotación de cada rotor es la misma entre brazos opuestos de la estructura:

$$\begin{aligned} \sum M_y &= 0 \\ -F_1(r) + F_3(r) &= 0 \quad (2) \\ F_1 &= F_3 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \sum M_x &= 0 \\ F_2(r) - F_4(r) &= 0 \quad (3) \\ F_2 &= F_4 \end{aligned}$$

3.1.3. Direcciones de Vuelo

A continuación se explican las direcciones que puede tomar el vehículo (Configuración en cruz) en vuelo mientras es controlado por el operador:

1. **Cabeceo (Pitch):** La actitud de vuelo cabeceo permite la rotación del Quadrotor a lo largo del eje y concediéndole capacidad de avanzar hacia adelante o hacia atrás. Para hacer avanzar hacia adelante, el operador a través del radio-control empuja hacia arriba la palanca derecha, (Figura 24A). El rotor 1 aumenta su velocidad rotacional (Ω_1) y fuerza de sustentación (F_1), mientras que el rotor 3 disminuye su velocidad rotacional (Ω_3) y fuerza de sustentación (F_3). Las velocidades rotacionales y fuerzas de sustentación se mantienen iguales en los rotores 2 y 4, como se expresa en la Tabla 5.

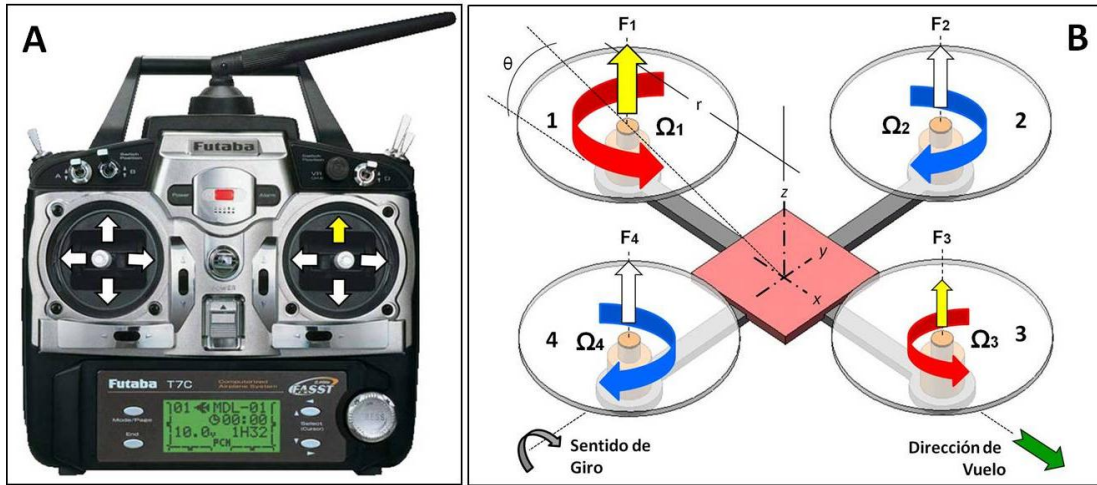
Tabla 5. Variaciones de velocidad y sustentación en cabeceo hacia adelante

MOTOR	1	2	3	4
Ω	Aumenta	Constante	Disminuye	Constante
F	Aumenta	Constante	Disminuye	Constante

El desequilibrio de fuerzas hará que el Quadrotor gire en sentido horario (visto desde el lado derecho) alrededor del eje y (plano xz), un ángulo θ , como explica la Figura 24B. Este momento de cabeceo se expresa como:

$$\tau_{\theta} = r(-F_1 + F_3) \quad (4)$$

Figura 24. Movimiento de Cabeceo hacia adelante



En el vuelo hacia atrás, al empujarse la palanca hacia abajo (Figura 25A), el rotor 3 aumenta su velocidad rotacional (Ω_3) y fuerza de sustentación (F_3), mientras el rotor 1 reduce su velocidad rotacional (Ω_1) y fuerza de sustentación (F_1). Los rotores 2 y 4 mantienen constantes las velocidades y fuerzas de sustentación, según la Tabla 6.

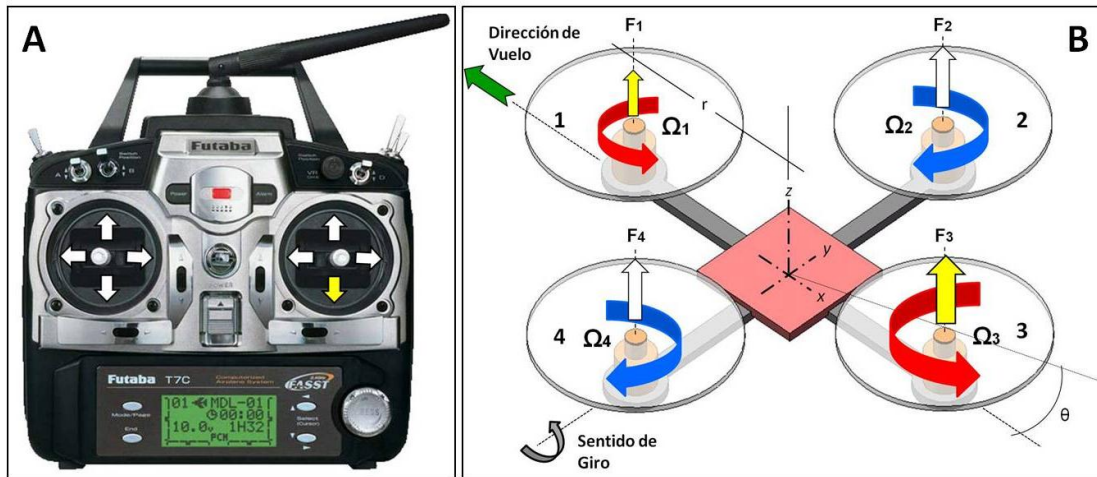
Tabla 6. Variaciones de velocidad y sustentación en cabeceo hacia atrás

ROTOR	1	2	3	4
Ω	Disminuye	Constante	Aumenta	Constante
F	Disminuye	Constante	Aumenta	Constante

El Quadrotor gira en sentido anti-horario (visto desde el lado derecho) alrededor del eje y (plano xz), un ángulo θ , como se muestra en la Figura 25B. Este momento de cabeceo hacia atrás se expresa como:

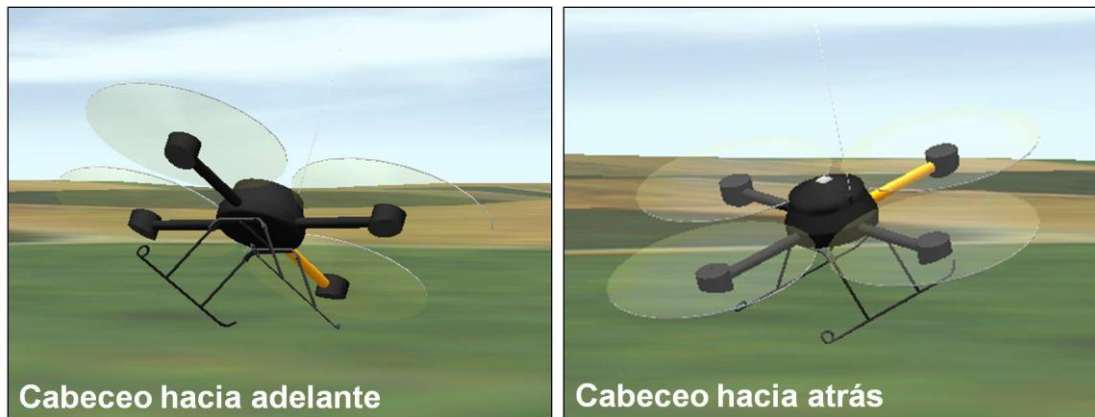
$$\tau_{\theta} = r(F_3 - F_1) \quad (5)$$

Figura 25. Movimiento de cabeceo hacia atrás



Los movimientos de cabeceo se observan en la Figura 26, mediante simulación realizada en el software **Flying Model Simulator FMS Alpha 8.5** empleando el modelo de Quadrotor **Microdrones md4-200**.

Figura 26. Simulación de los movimientos de cabeceo



2. **Alabeo (Roll):** La actitud de vuelo en alabeo o roll concede al Quadrotor la capacidad de efectuar desplazamientos laterales hacia la derecha o izquierda de su eje central x .

Para lograr la rotación del Quadrotor hacia el lado derecho, el operador empuja la palanca derecha del radio-control hacia esa dirección, como lo muestra la flecha amarilla en la Figura 27A. Esta acción hace que el rotor 2 adquiera una mayor velocidad rotacional (Ω_2) así como fuerza de sustentación (F_2), a su vez que el rotor 4 gira a una menor velocidad rotacional (Ω_4) lo que genera también una menor fuerza de sustentación (F_4). Los rotores 1 y 3 mantienen constantes su velocidad rotacional y fuerza de sustentación, como se detalla en la Tabla 7.

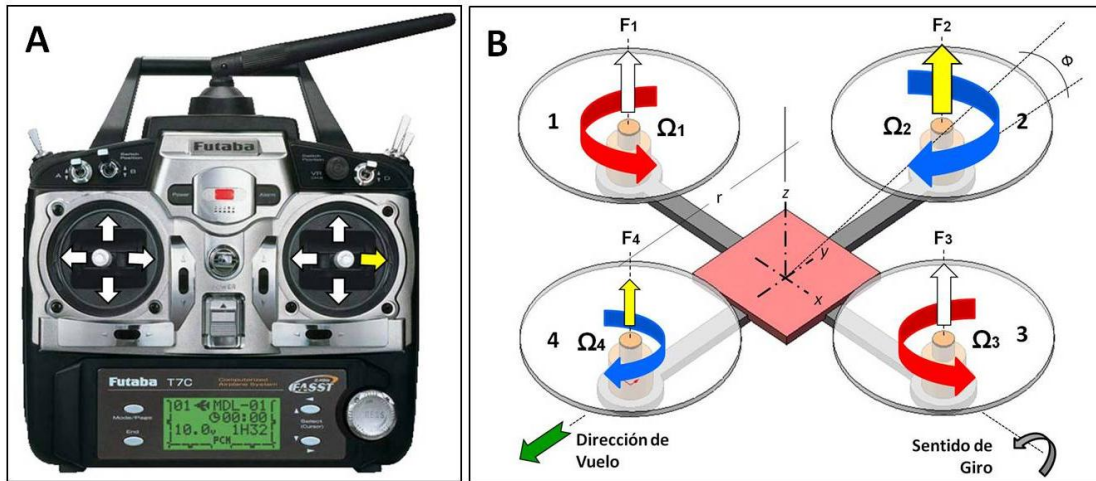
Tabla 7. Variaciones de la velocidad y sustentación en alabeo a la derecha

ROTOR	1	2	3	4
Ω	Constante	Aumenta	Constante	Disminuye
F	Constante	Aumenta	Constante	Disminuye

Estas acciones producen en el Quadrotor un giro en sentido horario (visto desde la parte posterior) alrededor del eje x (Plano yz), un ángulo Φ , como se explica en la Figura 27B. El momento que produce este alabeo se puede expresar según la siguiente ecuación:

$$\tau_{\phi} = r(F_2 - F_4) \quad (6)$$

Figura 27. Movimiento de alabeo hacia la derecha



La rotación hacia la izquierda se consigue moviendo la palanca derecha en el radio-control hacia esa dirección, (Figura 28A). El rotor 4 aumenta su velocidad rotacional (Ω_4) y sustentación (F_4), así como en el rotor 2 disminuye la velocidad rotacional (Ω_2) y sustentación (F_2). Los rotores 1 y 3 mantienen constante su velocidad y fuerza de sustentación, (Tabla 8).

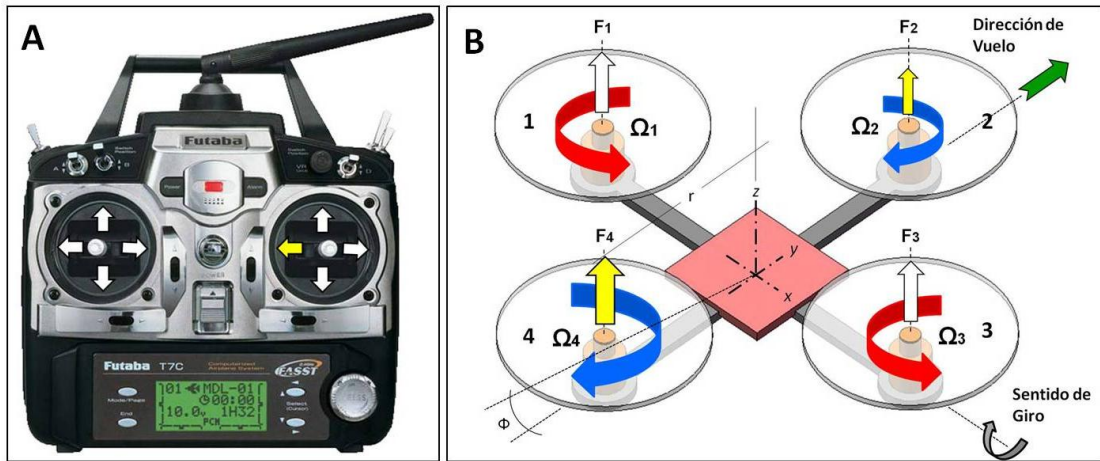
Tabla 8. Variaciones de velocidad y sustentación en alabeo a la izquierda

ROTOR	1	2	3	4
Ω	Constante	Disminuye	Constante	Aumenta
F	Constante	Disminuye	Constante	Aumenta

El efecto es un giro en sentido anti-horario (visto desde la parte posterior) alrededor del eje x (plano yz), un ángulo Φ , lo cual se puede observar en la Figura 28B. El momento para producir este alabeo se expresa según la siguiente ecuación:

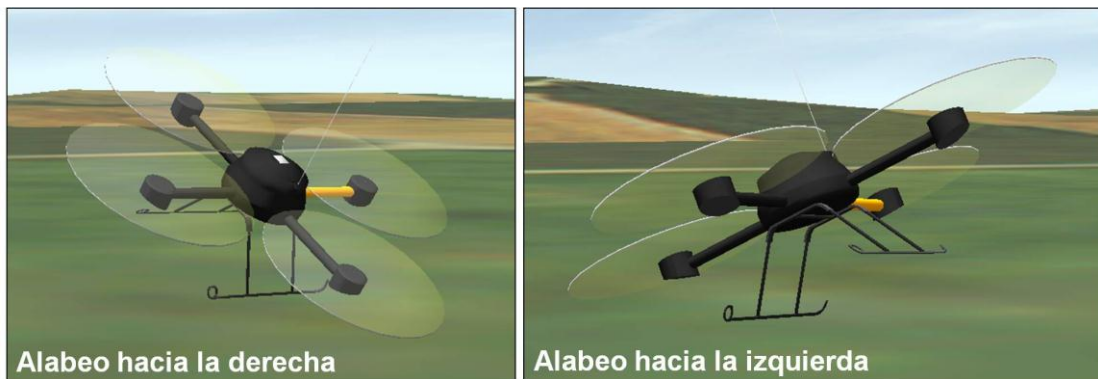
$$\tau_{\phi} = r(-F_4 + F_2) \quad (7)$$

Figura 28. Movimiento de alabeo hacia la izquierda



En la Figura 29 se puede observar gráficamente mediante simulación los ejemplos de alabeo hacia la derecha y hacia la izquierda en el Quadrotor.

Figura 29. Simulación de los movimientos de alabeo



3. **Guiñada (Yaw):** El control direccional o movimiento de guiñada en el Quadrotor se obtiene al girar este sobre su eje vertical z .

Para guiñar el Quadrotor hacia la derecha, el operador debe empujar hacia ese lado la palanca derecha del radio-control, según lo indica la flecha amarilla en la Figura 30A. Los rotores 1 y 3 aumentan simultáneamente sus velocidades rotacionales (Ω_1, Ω_3) y fuerzas de sustentación (F_1, F_3), mientras que los rotores 2 y 4 mantienen constantes estas variables. En la Tabla 9 se explican estas variaciones en la velocidad y fuerza en los cuatro (4) rotores:

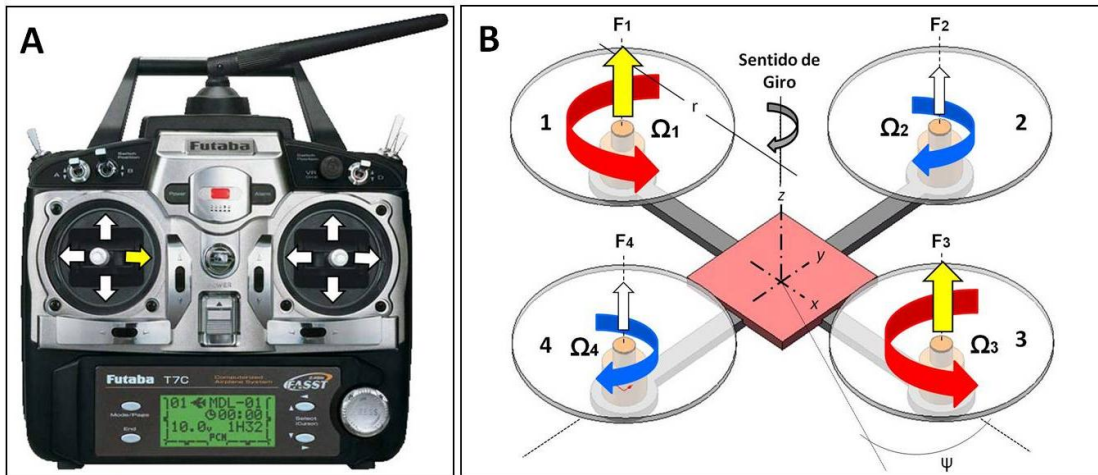
Tabla 9. Variaciones de velocidad y sustentación en guiñada a la derecha

ROTOR	1	2	3	4
Ω	Aumenta	Constante	Aumenta	Constante
F	Aumenta	Constante	Aumenta	Constante

Efectuado lo anterior, el Quadrotor gira en sentido horario (visto desde arriba) alrededor del eje z (plano xy), un ángulo ψ , como lo muestra la Figura 30B. Este movimiento se presenta por desbalance de las velocidades rotaciones y desequilibrio de las fuerzas en los rotores que giran en sentido horario con los que lo hacen en sentido anti-horario y se puede expresar según la siguiente ecuación:

$$\tau_{\varphi} = \sum_{i=1}^4 \tau_i \quad (8)$$

Figura 30. Movimiento de guiñada hacia la derecha



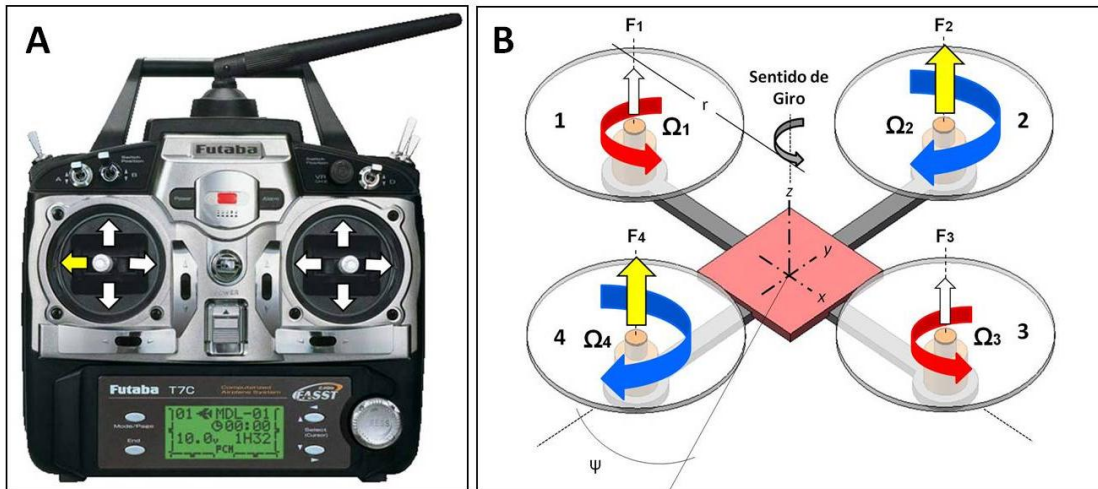
Para obtener el movimiento de guiñada hacia el lado izquierdo, el operador empuja la palanca izquierda del radio-control hacia esa dirección (Figura 31A). Esto hace que los rotores 2 y 4 incrementen su velocidad rotacional (Ω_2 , Ω_4) y fuerza de sustentación (F_2 , F_4), manteniendo constante las velocidades rotacionales y fuerzas de sustentación en los rotores 1 y 3, como se explica en la Tabla 10.

Tabla 10. Variaciones de velocidad y sustentación en guiñada a la izquierda

ROTOR	1	2	3	4
Ω	Constante	Disminuye	Constante	Aumenta
F	Constante	Disminuye	Constante	Aumenta

El Quadrotor logra un giro en sentido anti-horario (visto desde arriba) alrededor del eje z (plano xy), un ángulo ψ , mostrado en la Figura 31B.

Figura 31. Movimiento de guiñada hacia la izquierda



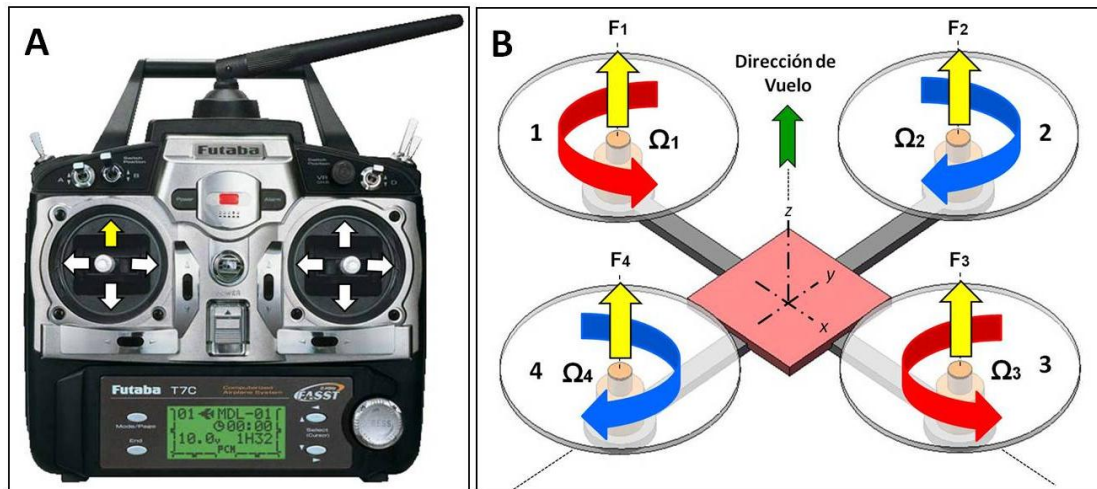
Al igual que el caso anterior, el movimiento de guiñada hacia la izquierda se presenta por el desbalance de las velocidades rotaciones y el desequilibrio de las fuerzas de sustentación de los rotores que giran contra-rotativamente.

3.1.4. Modos de Vuelo

Un Quadrotor puede efectuar tres (3) modos de vuelo básicos a saber, descolaje, aterrizaje y estacionario los cuales se explicarán a continuación:

1. **Decolaje (Take-off):** Para permitir el descolaje del Quadrotor, el operador empuja hacia arriba la palanca izquierda del radio-control (acelerador) como lo muestra la Figura 32A. Esta acción envía una señal electrónica al controlador que gobierna los motores, produciendo un aumento simultáneo en la velocidad de rotación de los cuatro (4) rotores y en consecuencia una mayor fuerza de sustentación, tal como se explica en la Figura 32B .

Figura 32. Movimiento de ascenso del Quadrotor



La sumatoria de las fuerzas de sustentación (ΣF_i) debe ser mayor al peso de despegue del vehículo (Take-off Weight, TOW) para lograr que el Quadrotor se levante de la superficie en dirección de vuelo positiva.

2. **Aterrizaje (Landing):** Una vez en vuelo, el operador puede llevar el Quadrotor a tierra mediante el procedimiento de aterrizaje, en el cual se empuja gradualmente hacia abajo la palanca del acelerador (Figura 33A).

Esto produce un descenso progresivo en la velocidad rotacional y fuerza de sustentación en los cuatro (4) rotores, situación que se muestra en la Figura 33B.

En este caso, la sumatoria de las fuerzas de sustentación (ΣF_i) debe ser menor que el peso de descolaje del vehículo para permitir el descenso del Quadrotor a la superficie. Ejemplos realizados mediante el simulador de aeromodelismo de los modos de vuelo del Quadrotor en descolaje y aterrizaje se muestran en la Figura 34.

Figura 33. Movimiento de descenso del Quadrotor

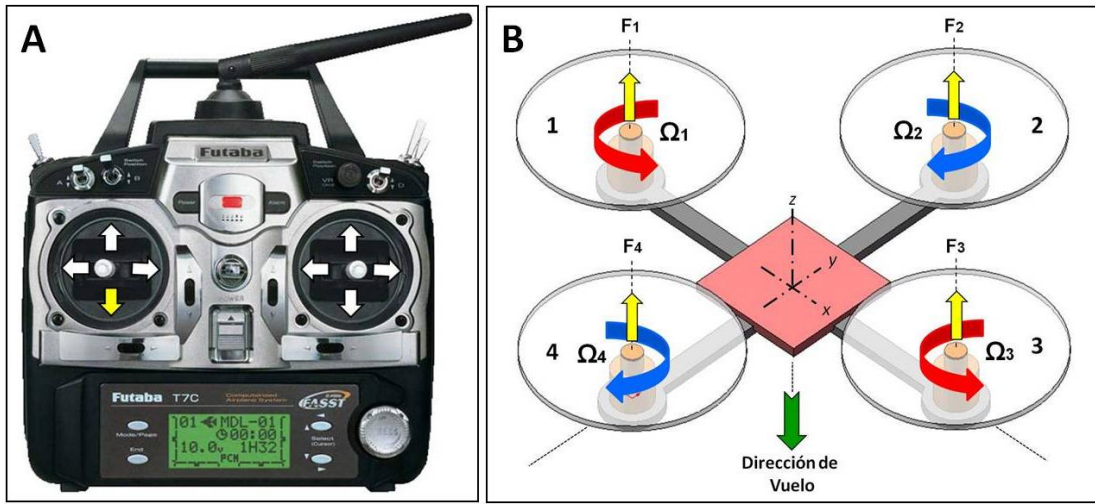
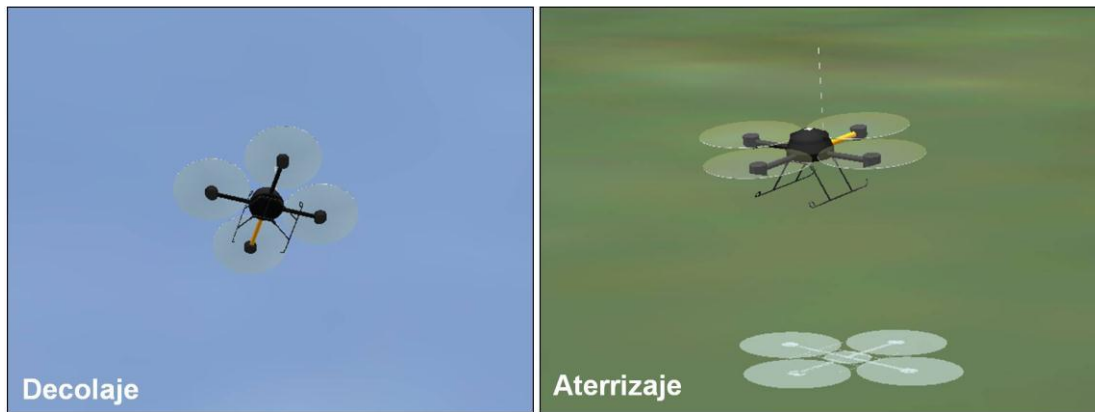
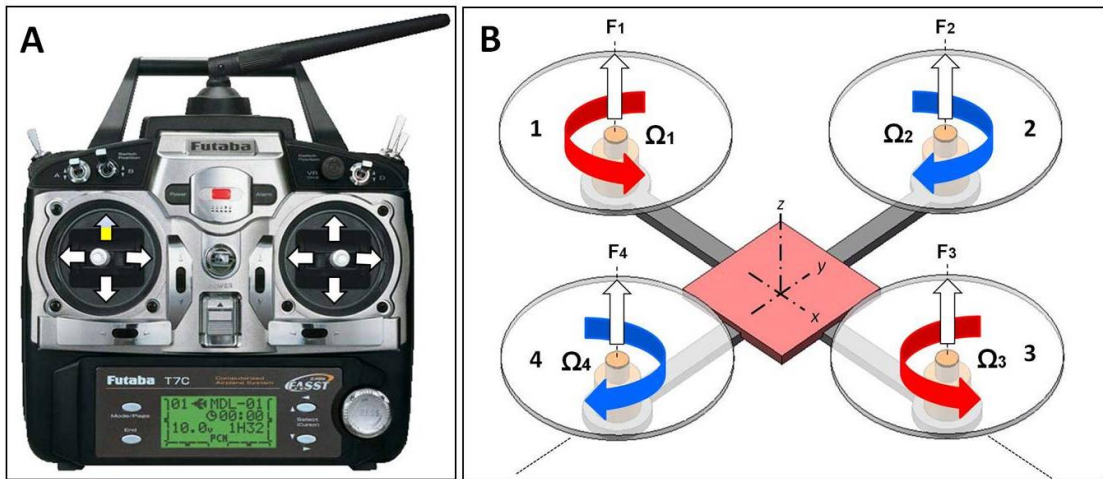


Figura 34. Simulación de descolaje y aterrizaje



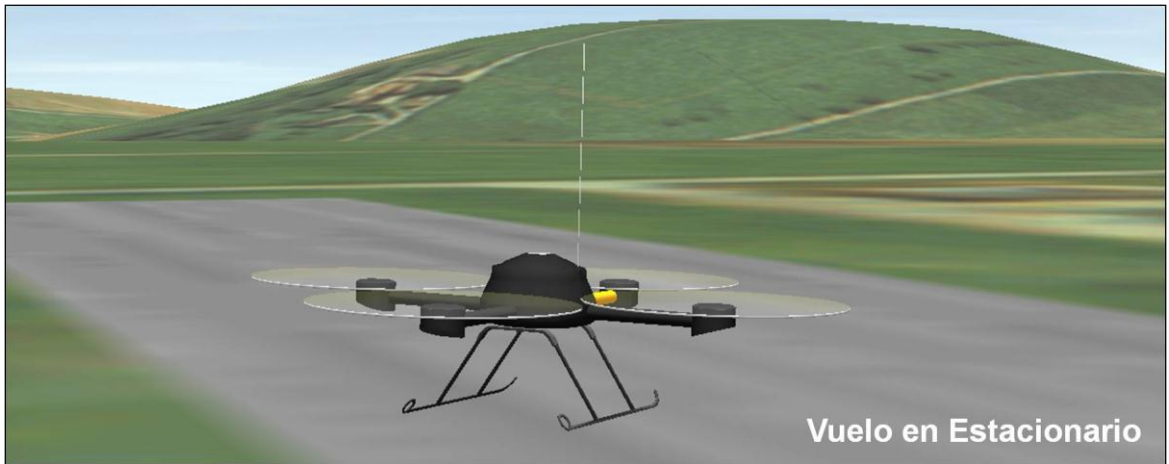
3. **Estacionario (Hover):** En vuelo estacionario, el Quadrotor se mantiene a una altura constante. Al empujar lentamente la palanca del acelerador (Figura 35A), se obtiene la misma velocidad de rotación y fuerza de sustentación en los cuatro rotores, cuya sumatoria ($\sum F_i$) debe ser igual al TOW del vehículo para obtener el exacto balance de fuerzas, (Figura 35B).

Figura 35. Modo de vuelo en estacionario



La simulación de este modo de vuelo puede observarse en la Figura 36.

Figura 36. Simulación de vuelo en estacionario

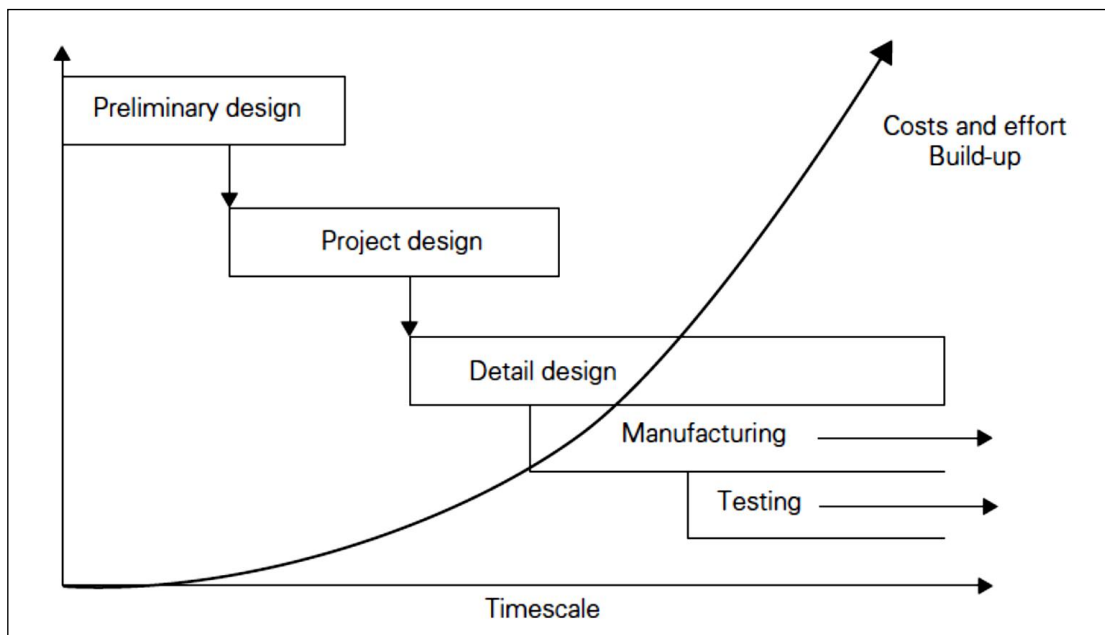


3.2. DISEÑO CONCEPTUAL DEL QUADROTOR

Para dar inicio al proceso de diseño conceptual del Vehículo Aéreo No Tripulado tipo Quadrotor se siguieron las recomendaciones metodológicas propuestas en los libros *"Aircraft Design Projects for Engineering Students"* y *"Unmanned Aircraft Systems: UAV's Design, Development and Deployment"* en lo referente a las fases o etapas de trabajo que deben ser superadas por los diseñadores hasta obtener un producto final totalmente operativo.

En la Figura 37 se detallan los principales procesos de diseño que se tienen en cuenta para el diseño de aeronaves desde su inicio, hasta su etapa de pruebas funcionales, con relación al incremento de los costos a medida que avanza el proyecto durante el transcurso del tiempo.

Figura 37. Procesos de diseño



Fuente: Aircraft Design Projects for Engineering Students, Lloyd R. Jenkinson, Chapter 1 Design Methodology, Fig. 1.1, pág. 2, Butterworth Heinemann.

A continuación, se explican cada una de estas fases aplicadas en el diseño del Quadrotor propuesto:

3.2.1. Diseño preliminar

En esta fase inicial del proyecto, el equipo de diseño se concentró en establecer la viabilidad del concepto “multi-rotor” tipo Quadrotor como plataforma para el diseño y construcción del UAV.

Una vez analizadas las opciones existentes en las configuraciones básicas de los Quadrotores, en lo referente a su facilidad de diseño, construcción, programación de control y orientación del vehículo durante el vuelo, se tabularon estas condiciones en la Tabla 11, y se valoraron por puntos según su nivel de complejidad.

Tabla 11. Condiciones iniciales de diseño

Configuración	Cruz (+)	Equis (×)
Diseño	• • •	• • •
Construcción	• • •	• • •
Programación de control	• • •	• • • •
Orientación en vuelo	• •	• • •

•Muy Fácil ••Fácil •••Complejo ••••Medianamente complejo ••••• Muy complejo

Teniendo en cuenta la ponderación de estas condiciones, fue escogida por el equipo de diseño la **configuración en cruz** como plataforma para diseñar y construir la estructura del Quadrotor propuesto.

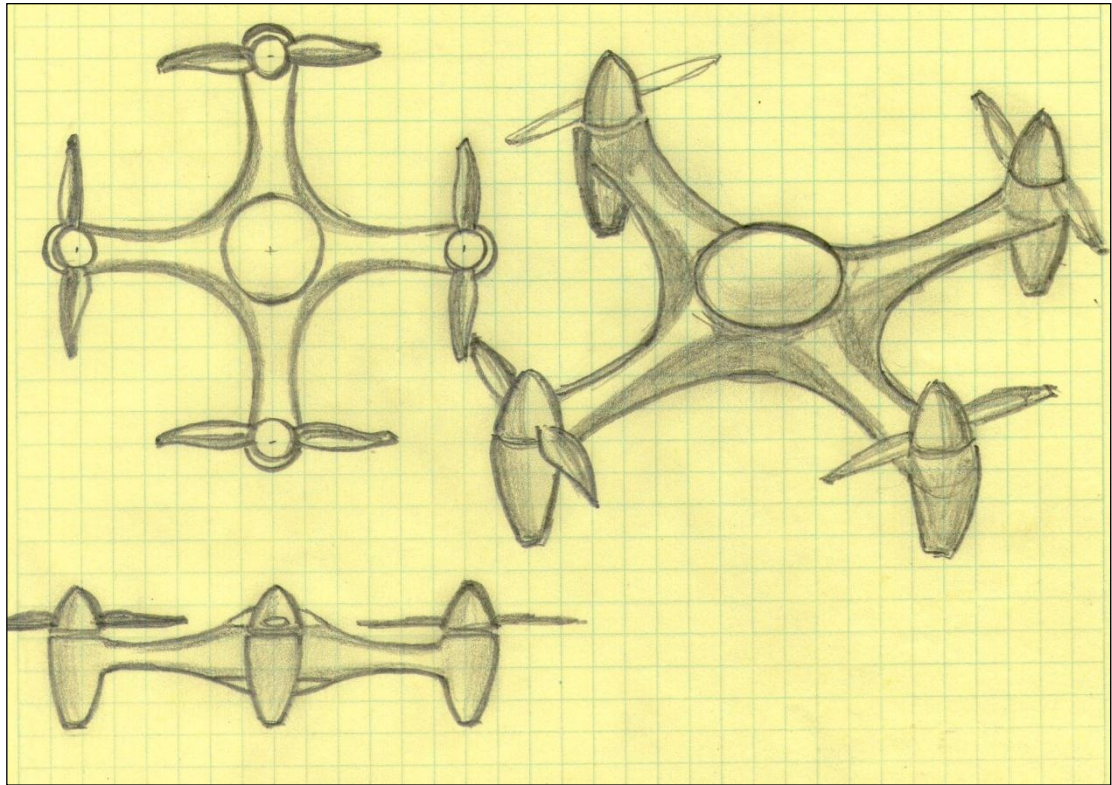
Las características básicas que se tuvieron en cuenta para la realización de los primeros dibujos de diseño se detallan en la Tabla 12.

Tabla 12. Características básicas de diseño

Clasificación	Quadrotor experimental
Configuración	Cruz
Tipo de la estructura	Cerrada
Aplicación	Académica

Basado en estas premisas, el equipo de diseño efectuó los bocetos que se muestran en la Figura 38.

Figura 38. Bocetos del diseño preliminar



3.2.2. Diseño del proyecto

Una vez superada y aprobada la etapa preliminar de diseño, se procedió a dibujar los componentes estructurales del Quadrotor empleando el software CAD/CAE *SolidWorks 2010*. Para ejecutar esta tarea se tuvo en cuenta los parámetros de diseño establecidos en la Tabla 13.

Tabla 13. Parámetros iniciales de diseño

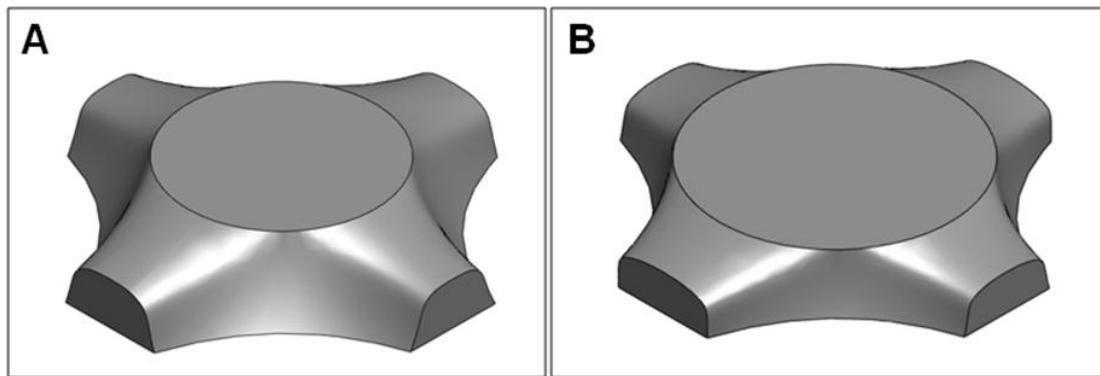
Longitud	≤ 800 mm (Entre ejes de rotores)
Altura	≤ 150 mm
Peso de la estructura	1000 g - 1500 g
Peso de la carga útil	≈ 500 g
Autonomía de vuelo	≈ 15 minutos
Planta motriz	Motor Eléctrico tipo Brushless
Fuente de poder	Batería Litio-Polímero

Con el fin de diseñar y construir los componentes estructurales del Quadrotor siguiendo los requerimientos técnicos de mantenimiento, modularidad, fácil ensamblaje e inter-cambiabilidad, este sistema fue dividido en dos (2) conjuntos principales, los cuales se describen a continuación:

- 1. Cuerpo Central:** El cuerpo central o fuselaje es el conjunto estructural del Quadrotor en el cual se alojan los principales componentes y dispositivos eléctricos y electrónicos como: tarjeta micro-controladora, unidad de medición inercial (IMU), sensores (acelerómetros, barómetro y magnetómetro), controles de velocidad de los motores (ESC), receptor del equipo de radio-control, batería, alarma de voltaje y cableado.

Al diseñarse el Quadrotor con estructura tipo cerrada, todos estos equipos deben instalarse en el interior del cuerpo central, protegidos de agentes externos, así como de golpes y caídas. Con el fin de facilitar los procesos de manufactura en relación a la fabricación de moldes, contra-moldes, piezas estructurales y su ensamblado, el cuerpo central fue diseñado en dos (2) secciones: una superior (Figura 39A) y otra inferior (Figura 39B).

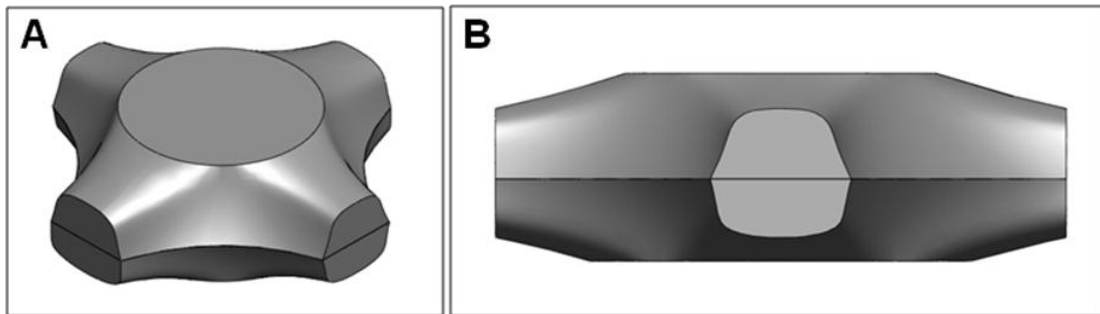
Figura 39. Diseño 3D de las secciones superior e inferior del cuerpo central



La sección superior del cuerpo central es un volumen que presenta una forma cruciforme la cual asciende 45 mm hasta terminar en un plano circular de 130 mm de diámetro donde se puede ubicar una cúpula que sirve como cubierta para cámaras de fotografía o video destinadas a fines de observación y vigilancia. De igual manera, la sección inferior de cuerpo central posee forma la misma cruciforme pero se eleva sólo 35 mm hasta el plano circular de la cúpula que posee un diámetro de 160 mm.

Para comprobar el dimensionamiento, volumetría y forma externa del diseño, se realizó el ensamblaje de las secciones superior e inferior del cuerpo central del Quadrotor, las cuales se muestran en vista en isométrica (Figura 40A) y vista lateral (Figura 40B).

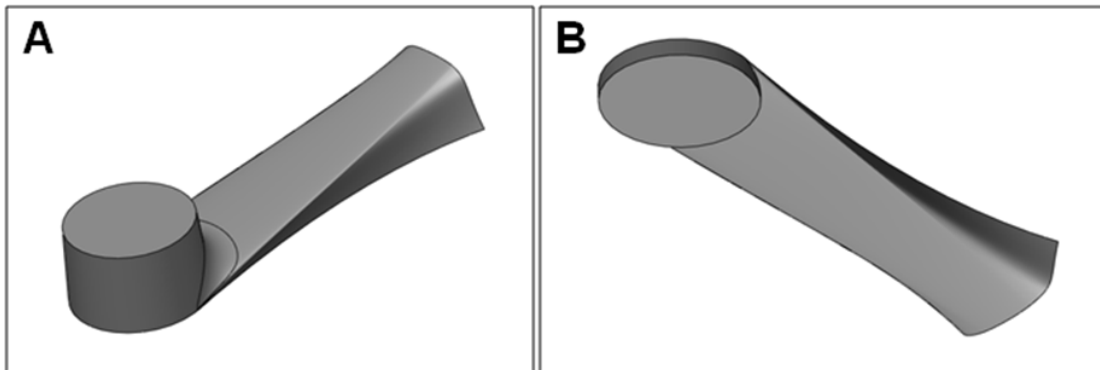
Figura 40. Ensamblaje 3D de las secciones del cuerpo central



2. **Brazo:** Unas de las piezas más características en el diseño del Quadrotor corresponden a los cuatro (4) brazos que sobresalen de la estructura central y en los cuales se montan el grupo moto-propulsor, generalmente en la punta final.

El diseño propuesto para el brazo del Quadrotor se realizó en forma de estructura cerrada, para lo cual por facilidades de manufactura y ensamble fue fraccionado en dos (2) secciones: una sección superior (Figura 41A) y una sección inferior (Figura 41B).

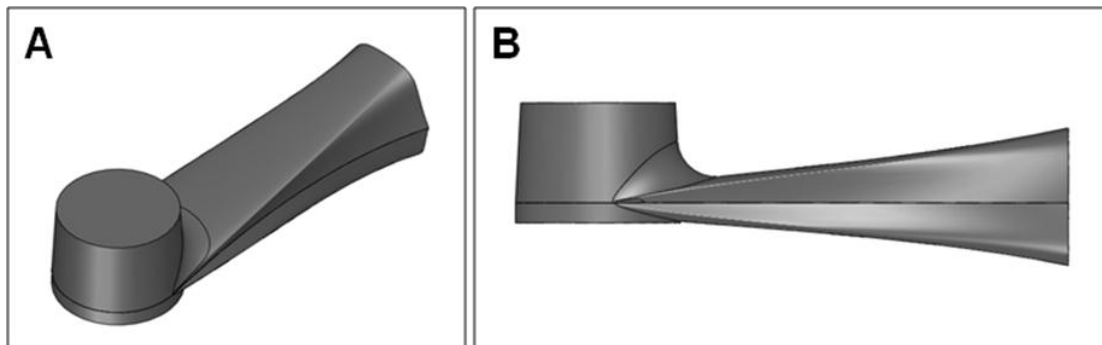
Figura 41. Diseño 3D de las secciones superior e inferior del brazo



La sección superior del brazo es un volumen rectangular que presenta mayor grosor en el plano anterior donde se acopla con el cuerpo central del Quadrotor, hacia la parte posterior el contorno se adelgaza y termina en una forma cilíndrica que sirve de carenado al motor eléctrico. La sección inferior del brazo presenta las mismas características, pero la forma cilíndrica externa es de menor altura.

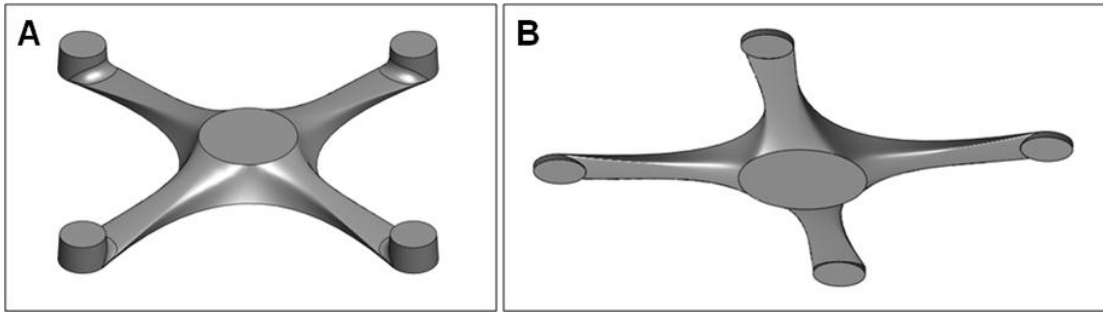
El ensamblaje de las secciones superior e inferior que conforman el brazo fue realizado para comprobar el correcto ensamble de las partes, dimensionamiento y contorno exterior. En la Figura 42A se observa la vista en perspectiva y en la Figura 42B la vista lateral de este componente.

Figura 42. Ensamble 3D de las secciones superior e inferior del brazo



Una vez realizados los diseños básicos de la estructura, se procedió a ejecutar la unión de los componentes superiores del fuselaje y brazos tal como se ve en la Figura 43A, con el propósito de corroborar su correcto ensamble y visualizar la forma que adopta esta parte del Quadrotor. El mismo ejercicio fue verificado con los componentes inferiores del fuselaje y brazos y se muestra en la Figura 43B.

Figura 43. Ensamble 3D de los componentes superiores e inferiores



Comprobada la correcta realización de los sub-ensambles de los componentes superiores e inferiores de la estructura del Quadrotor, se efectuó como paso final en esta fase de diseño el ensamblaje del conjunto general, que se observa en la Figura 44.

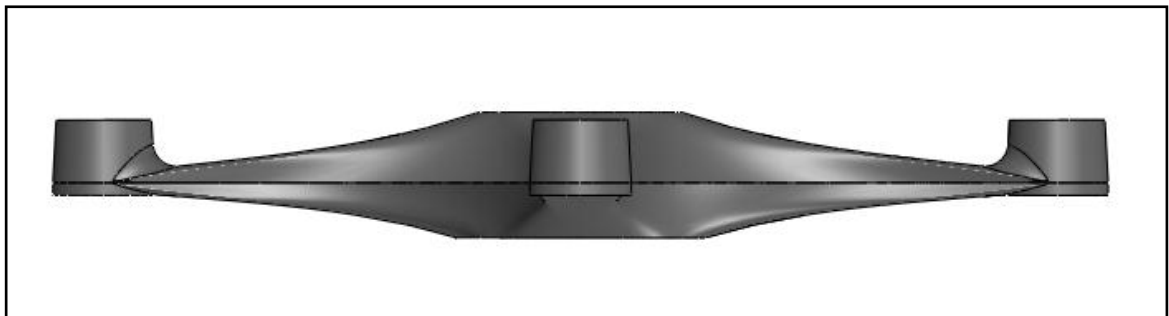
Figura 44. Ensamble 3D de los conjuntos superior e inferior



Obtenido este conjunto tridimensional, el equipo diseñador pudo cerciorar la forma básica que adopta la estructura del vehículo, prestando atención a su dimensionamiento, geometría y volumetría general desde diferentes ángulos y planos de referencia con el fin de validar los trabajos de diseño efectuados hasta este punto.

En la vista lateral del Quadrotor que se observa en la Figura 45, se puede apreciar el contorno que posee de la sección transversal de la estructura cerrada del Quadrotor, en la cual se observa un mayor volumen en la sección del cuerpo central que alojará internamente todo el equipamiento electrónico, de igual forma los pequeños volúmenes cilíndricos en los extremos del conjunto donde se instalarán los motores eléctricos.

Figura 45. Vista lateral del ensamble 3D del Quadrotor



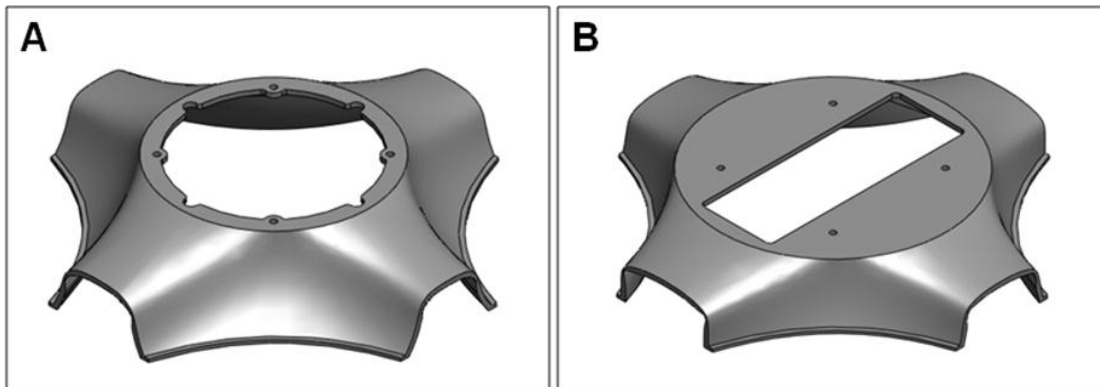
3.2.3. Diseño detallado

La tercera fase de diseño corresponde al modelado detallado de los diferentes componentes que hacen parte de la estructura del Quadrotor, lo cual sirvió para realizar los planos finales de cada elemento, así como varias plantillas que se emplearán posteriormente en la fase manufactura del prototipo.

A cada una de las piezas tridimensionales dibujadas en la fase anterior de diseño se les realizó operaciones sucesivas de vaciado con el fin de obtener las formas y espesores deseados en cada uno de los contornos internos y externos, como se muestra a continuación:

1. **Cuerpo Central:** Su sección superior fue tratada hasta convertirla en una estructura aligerada, de paredes con espesor máximo de 2 mm. Una abertura circular en el plano central tiene como propósito generar el área adecuada para la fácil instalación de los equipos electrónicos internos; una pestaña a su alrededor sirve como soporte de la cúpula y punto de apoyo de las placas de soporte internas, como se muestra en la Figura 46A.

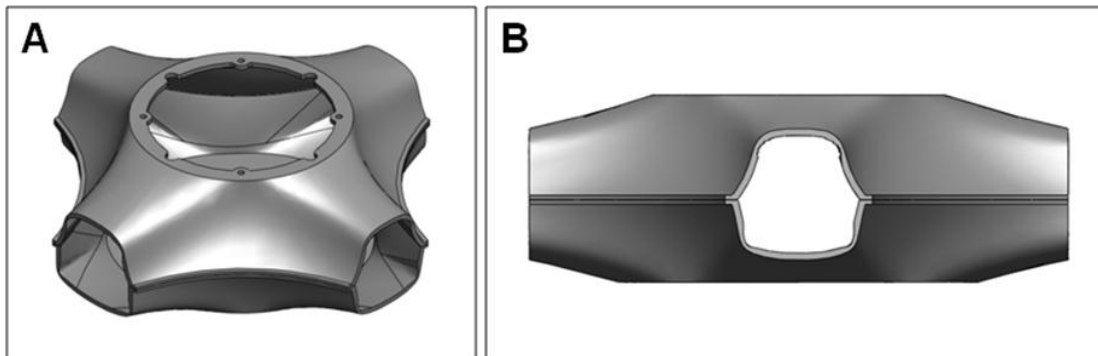
Figura 46. Diseño detallado de las secciones superior e inferior del fuselaje



La sección inferior del fuselaje recibió el mismo tratamiento que la sección superior, pero en el plano circular fue hecha una abertura rectangular que tiene como objetivo la facilidad de instalación y desinstalación de la batería Litio-Polímero para propósitos de recarga, configuración que se observa en la Figura 46B.

Con el fin de comprobar el correcto montaje de estas secciones, se realizó la respectiva operación de ensamblaje que se muestra en la Figura 47 en sus correspondientes vistas isométrica y lateral.

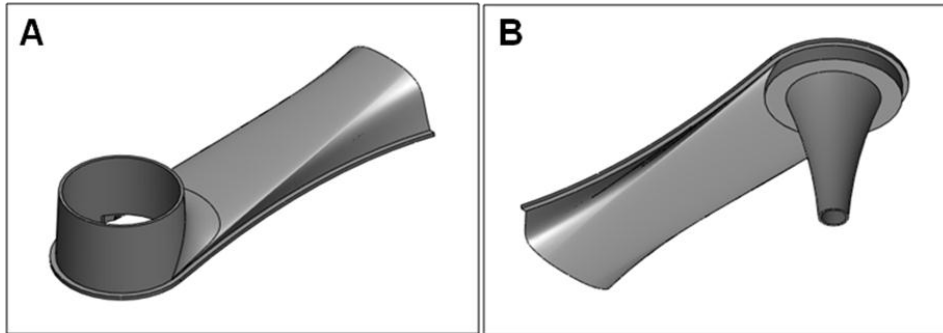
Figura 47. Diseño detallado del ensamblaje del cuerpo central



En la Figura 47A se puede apreciar el amplio volumen interno que dispone este componente estructural, formando una estructura cerrada o caparazón destinada al alojamiento de los diferentes equipos electrónicos, proporcionando protección y seguridad contra golpes, caídas o agentes externos como lluvia. La Figura 47B detalla la sección transversal en la zona de unión del cuerpo central con el brazo.

2. **Brazo:** De igual forma, la estructura de las secciones superior e inferior del brazo fueron aligeradas por medio de operaciones de vaciado hasta obtener un espesor máximo de 2mm. En la Figura 48A se muestra la forma final de la sección superior en donde se observa el cuerpo cilíndrico externo que se convierte en una forma carenada en cuyo interior se aloja el motor eléctrico. A la sección inferior del brazo, visible en la Figura 48B le fue añadido un elemento cónico que sirve como estructura de soporte en tierra o tren de aterrizaje.

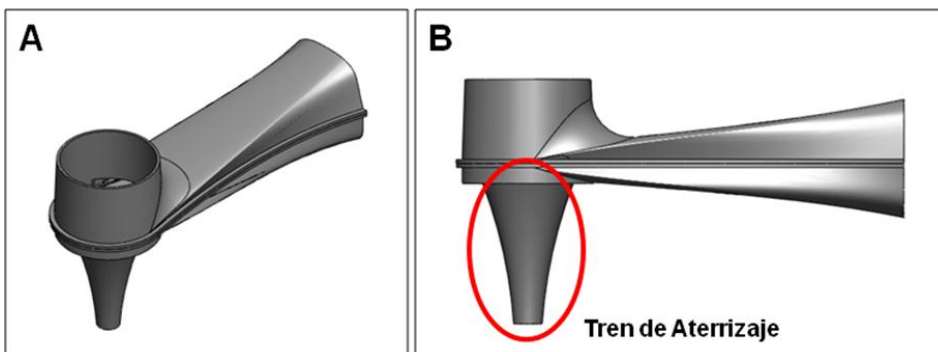
Figura 48. Diseño detallado de las secciones superior e inferior del brazo



La figura 49A muestra una vista isométrica del ensamblaje realizado de estas dos secciones, obteniendo una estructura cerrada y hueca en cuyo interior discurre el cableado que lleva energía al motor.

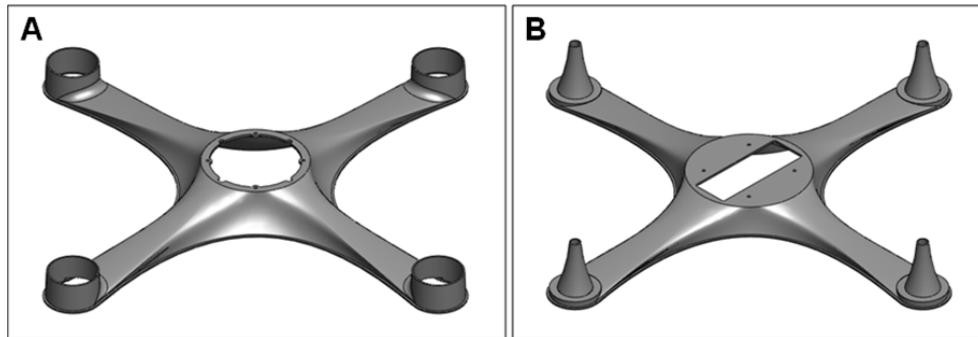
En la Figura 49B se detalla una vista lateral del tren de aterrizaje, localizado en el extremo del brazo bajo el carenado del motor. Este elemento estructural es el encargado de soportar las cargas verticales producidas por impactos contra el terreno o cualquier superficie de aterrizaje.

Figura 49. Diseño detallado del ensamblaje del brazo



Verificada la correcta realización de los sub-ensamblajes del cuerpo central y brazo, se ejecutó el ensamble parcial de los componentes superiores e inferiores de la estructura del Quadrotor, el cual se muestra en la Figura 50.

Figura 50. Ensamblaje detallado de componentes superiores e inferiores



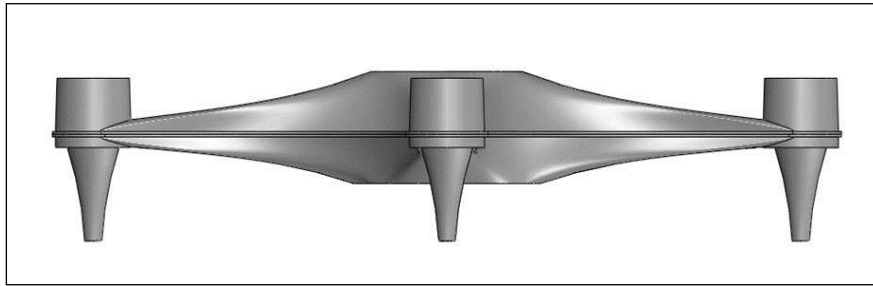
El siguiente ejercicio de diseño detallado, el cual se ve en la Figura 51 correspondió a la realización del ensamble general de la estructura del Quadrotor con el fin de corroborar su correcto acople y eliminar posibles interferencias presentadas por errores de dibujo que posteriormente puedan causar problemas durante la fase de manufactura.

Figura 51. Ensamble 3D de la estructura del Quadrotor



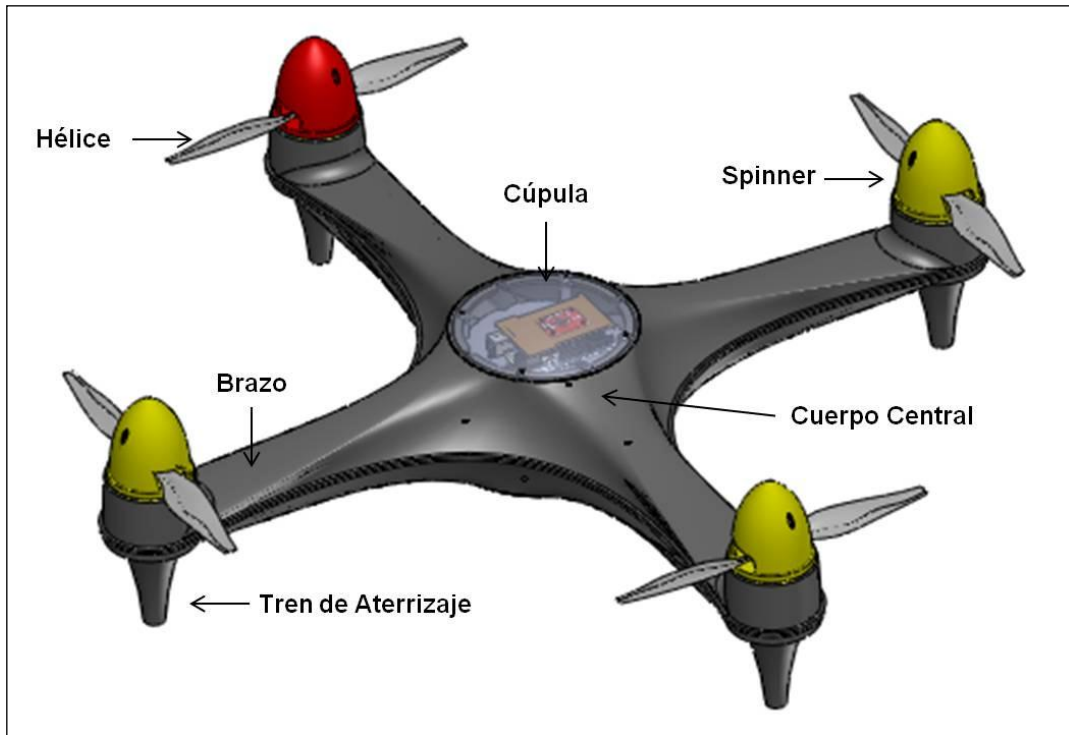
En la vista lateral que se observa en la Figura 52, se pueden detallar el contorno así como las alturas de los diferentes componentes estructurales del Quadrotor.

Figura 52. Vista lateral de la estructura del Quadrotor



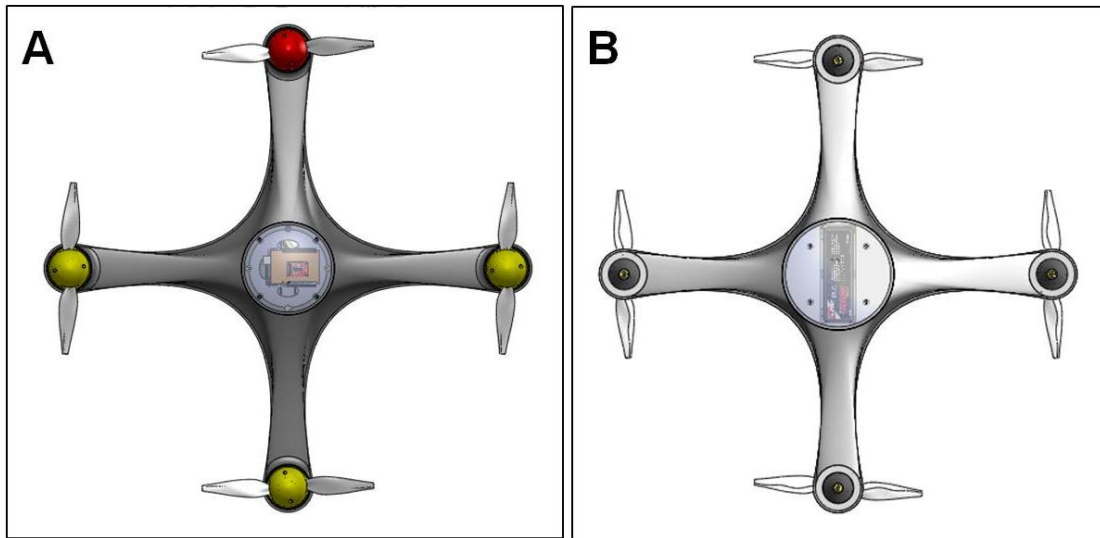
3. **Quadrotor:** Una vez se realizados y comprobados los sub-ensamblajes y ensamblajes de los componentes estructurales, se procedió a instalar virtualmente los equipos eléctricos y electrónicos internos, spinner's y hélices para conformar el conjunto final del Quadrotor, ejercicio que se observa en la Figura 53.

Figura 53. Ensamblaje final del Quadrotor



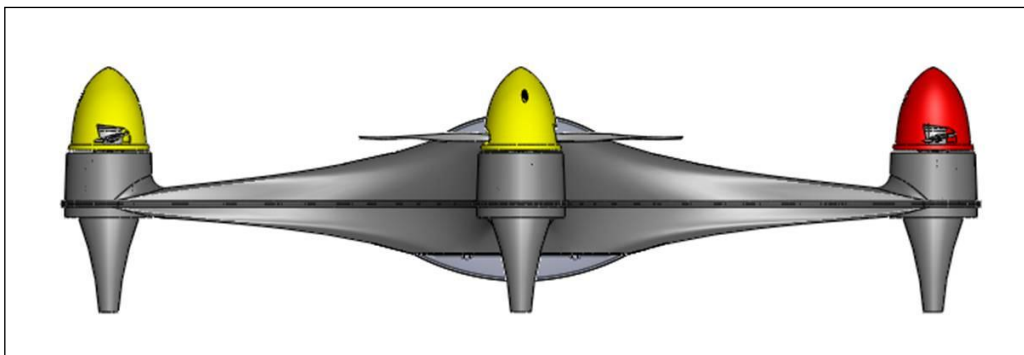
Obtenido este ensamblaje, se hicieron las rotaciones necesarias para observarlo en todos los ángulos posibles y analizar la simetría y forma final del conjunto, comprobando el diseño estético de cada uno de los componentes estructurales. En la Figura 54A se muestra la vista superior del Quadrotor, mientras que en la Figura 54B se aprecia una vista inferior del mismo.

Figura 54. Vista superior e inferior del Quadrotor



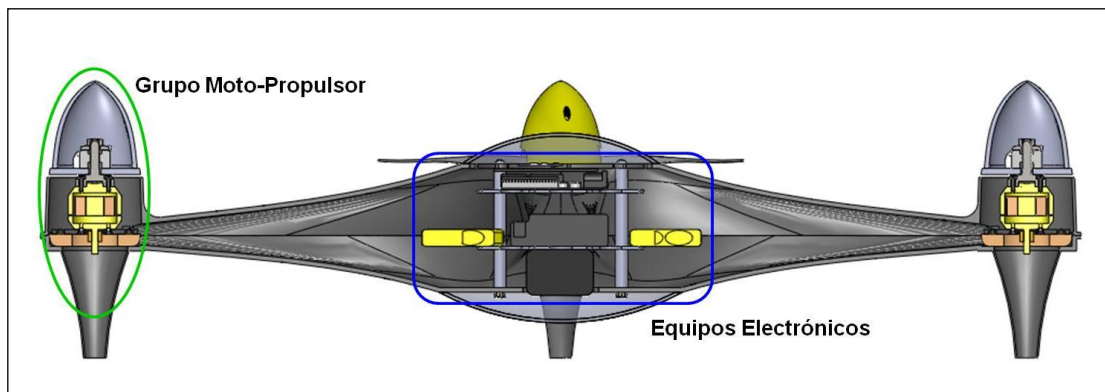
En la Figura 55 se detalla como los contornos laterales del fuselaje y brazos presentan una línea limpia y continúa, sin obstrucciones que interrumpan el flujo de aire de los motores. Así mismo se aprecia la amplia distancia que hay entre los cuatro (4) apoyos verticales del tren de aterrizaje, lo cual le ofrece una excelente estabilidad en tierra durante las fases de despegue y aterrizaje, reduciendo las posibilidades de volcamiento.

Figura 55. Vista lateral del Quadrotor



En el diseño de la disposición interna de los equipos eléctricos y electrónicos se tuvo en cuenta su agrupación de forma compacta y de fácil instalación en dos conjuntos principales ubicados en el cuerpo central y los extremos de los brazos como lo muestra el corte transversal de la estructura del Quadrotor en la Figura 56.

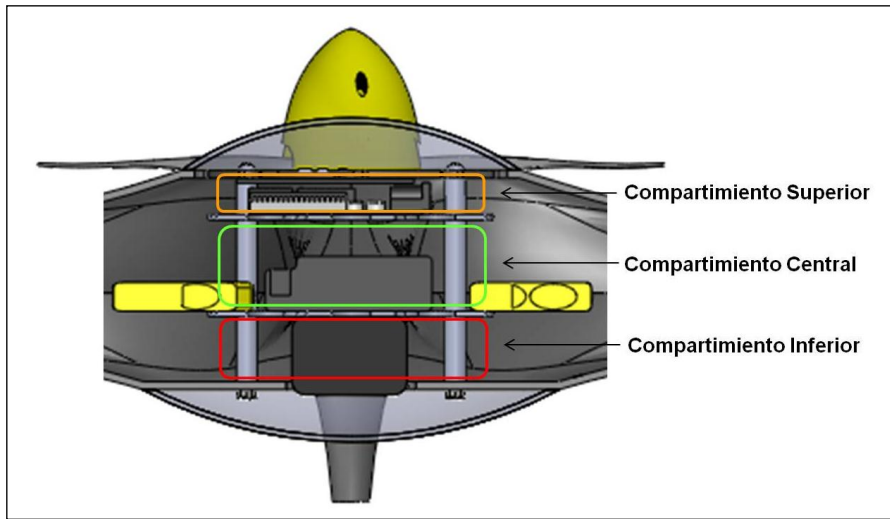
Figura 56. Corte transversal de la estructura



El cuerpo central se diseñó como una estructura cerrada y hueca que posee un volumen interno suficientemente grande para la adecuación de equipos que sirven para su funcionamiento. La Figura 57 detalla los compartimientos del cuerpo central, los cuales fueron divididos de la siguiente manera:

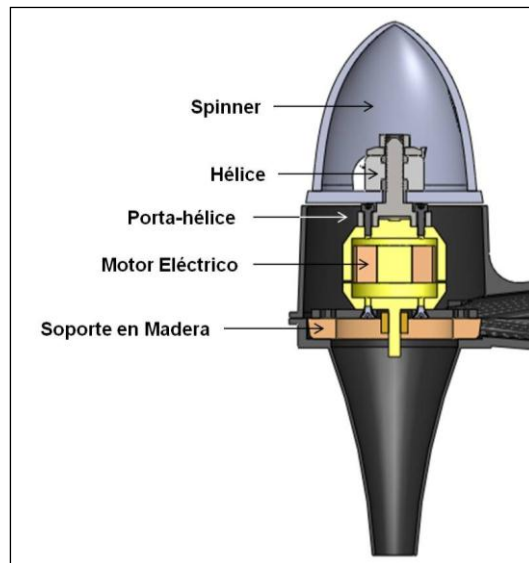
- **Compartimiento Inferior:** Aloja la fuente de poder o batería LiPo, que se introduce desde abajo a través de una abertura.
- **Compartimiento Central:** Contiene los controles de velocidad y receptor del radio-control.
- **Compartimiento Superior:** Ubica el micro-controlador y sensores.

Figura 57. Compartimientos del cuerpo central



En el extremo de los brazos se ubica en la parte superior la estructura carenada que contiene en su interior al grupo moto-propulsor, conformado por los elementos que se explican en la Figura 58.

Figura 58. Corte transversal del grupo Moto-propulsor



4. MODELADO MATEMATICO DEL QUADROTOR

Con el fin de realizar la simulacion del sistema dinamico del vehiculo, se hace necesario la formulacion matematica para el analisis de la implementacion de los movimientos de control.

4.1. CONSIDERACIONES PARA EL MODELADO DEL QUADROTOR

El modelado matemático del Quadrotor se realiza considerándolo como un sólido rígido, hipótesis asumida por la mayoría de trabajos de diseño e investigación relacionados con el tema, haciendo que la implementación de las ecuaciones cinemáticas y dinámicas incorporadas en su desarrollo sean más sencillas de comprender. De esta forma, el control y simulación se convierten en el eje central de estos estudios, asumiendo que el Quadrotor queda definido por su masa, matriz de inercia y la posición del centro de gravedad. Un paso inicial en la tarea de modelado, consiste en la definición de los componentes estructurales y mecánicos que componen el vehículo, así como la configuración y posición espacial de los mismos; los cuales se listan a continuación:

- Estructura: Cuerpo central y brazos.
- Componentes electrónicos: Micro-controladores, sensores, ESC.
- Motores, batería y hélices.
- Carga útil.

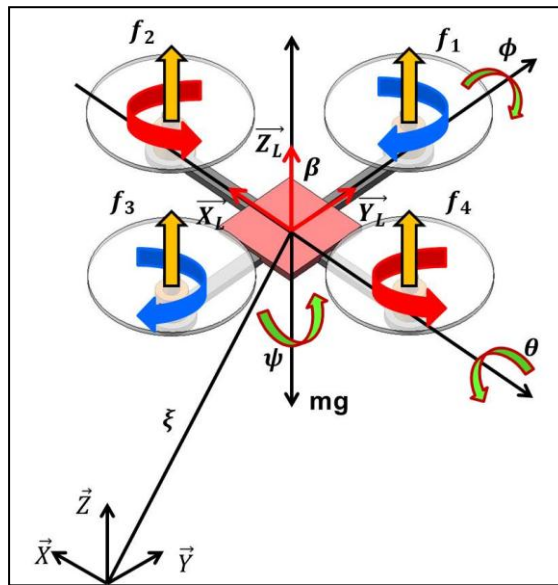
Las referencias [9], [10], y [11] describen estas condiciones de diseño, de las cuales se ha tomado nota para realizar el correcto modelado matemático.

4.2. MODELAMIENTO DEL QUADROTOR

En esta sección se desarrollará el modelamiento matemático del Quadrotor basado en leyes físicas que describan su posición y orientación. Se utilizan los ángulos de Euler y la segunda ley de Newton para establecer el modelo dinámico. La referencia [14], emplea esta opción. Las ecuaciones de Newton – Euler fueron seleccionadas para la realización del modelo dinámico del Quadrotor descrito en este proyecto.

Para obtener el modelo dinámico se supone al vehículo como un cuerpo rígido en el espacio, sujeto a una fuerza principal (empuje) y tres momentos. En la figura 59 se muestran las fuerzas y ángulos de inclinación que proveen los cuatro (4) grupos moto-propulsores al vehículo.

Figura 59. Fuerzas de empuje de los rotores en un Quadrotor



El momento que genera el movimiento de alabeo o de roll (ángulo ϕ) se realiza mediante un desequilibrio entre las fuerzas F_2 y F_4 (Figura 59). Para el movimiento de cabeceo o de pitch (ángulo θ), el desequilibrio se realizará entre las fuerzas F_1 y F_3 . El movimiento en el ángulo de guiñada o de yaw (ángulo ψ) se realizará por el desequilibrio entre los conjuntos de fuerzas (F_1, F_3) y (F_2, F_4). Este movimiento será posible ya que los rotores 1 y 3 giran en sentido contrario a los rotores 2 y 4. Finalmente, el empuje total, que hará que el helicóptero se desplace perpendicularmente al plano de los rotores, se obtendrá como suma de las cuatro fuerzas que ejercen los rotores.

Estos tipos de vehículos presentan una estructura ligera, por lo que el modelo dinámico debe incluir los efectos giroscópicos resultantes tanto del cuerpo rígido rotando en el espacio, como de la rotación simultánea de las cuatro (4) hélices (Ref. [15]).

Ref.[9] DESIGN AND CONTROL OF QUADROTORS WITH APPLICATION TO AUTONOMOUS FLYING. S. Bouabdallah. Ed. EPFL 2007.

http://biblion.epfl.ch/EPFL/theses/2007/3727/EPFL_TH3727.pdf

Ref.[10] MODELLING, IDENTIFICATION AND CONTROL OF A QUADROTOR HELICOPTER. T. Bresciani. Department of Automatic Control 2008.

http://roboticsclub.org/redmine/attachments/467/Quadrotor_Bible.pdf

Ref.[11] MODELLING AND CONTROL OF MINI-FLYING MACHINES. P. Castillo, R. Lozano, A. E. Dzul. Ed. Springer 2005.

http://pixhawk.ethz.ch/_media/dev/literature/modelling_and_control_of_mini-flying_machines.pdf

Ref. [13] PID VS LQ CONTROL TECHNIQUES APPLIED TO AN INDOOR MICRO QUADROTOR. S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart. International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2004.

Ref. [14] QUADROTOR HELICOPTER TRAJECTORY TRACKING CONTROL. G. M. Hoffmann, S.L. Waslander, C. J. Tomlin. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Agosto 2008.

Ref. [15] DESIGN AND CONTROL OF AN INDOOR MICRO QUADROTOR. S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart. International Conference on Robotics and Automation, Mayo 2004.

<http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.89.842&rep=rep1&type=pdf>

En la Tabla 14 se describen tales efectos, donde C representa términos constantes, Ω es la velocidad del rotor, J_R es el momento de inercia rotacional del rotor alrededor de su eje, l es la distancia del centro de masa a los rotores, J es el momento de inercia del cuerpo rígido y ϕ, θ, ψ son los ángulos de Euler.

Tabla 14. Principales efectos físicos actuantes sobre un Quadrotor

Efectos	Fuentes	Formulación
Efectos aerodinámicos	- Rotación de los rotores - Giro de las hélices	$C\Omega^2$
Pares inerciales opuestos	- Cambio en la velocidad rotacional de los rotores	$J_R \dot{\Omega}$
Efectos de la gravedad	- Posición del centro de masa	l
Efectos Giroscópicos	- Cambio en la orientación del cuerpo rígido - Cambio de orientación en el plano de los rotores	$J\theta\psi$ $J_R\Omega\theta, \phi$
Fricción	- Todos los movimientos del Quadrotor	$C\dot{\phi}, \quad \dot{\theta}, \quad \dot{\psi}$

Debido a las diversas complejidades presentadas, se realizarán algunas consideraciones para desarrollar este modelado. Así, se despreciarán los efectos de los momentos causados por el cuerpo rígido sobre las dinámicas traslacionales, así como el efecto suelo.

El centro de masa se asume coincidente con el origen del sistema de coordenadas fijo (x, y, z) y se supone que la estructura del Quadrotor es simétrica, lo que resulta en la matriz de inercia diagonal.

4.3. ORIENTACIÓN DEL QUADROTOR

Antes de obtener el modelo dinámico del Quadrotor, se presenta cómo estimar la posición y orientación del vehículo con respecto a un sistema de coordenadas de referencia inercial. Está caracterizado por un sistema de coordenadas ligado a él y con origen en su centro de masa (ver Figura 59).

Este sistema se define considerando $\beta = \{ \vec{X}_L, \vec{Y}_L, \vec{Z}_L \}$ como el sistema de coordenadas fijo al Quadrotor, donde el eje $\vec{X}_L$ es la dirección normal de ataque del Quadrotor, $\vec{Y}_L$ es perpendicular a $\vec{X}_L$ y es positivo hacia la derecha en el plano horizontal, mientras que $\vec{Z}_L$ está orientado en sentido ascendente y perpendicular al plano $\vec{X}_L \vec{Y}_L$. Considerando el sistema de coordenadas inercial $I = \{ \vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z} \}$ fijo con respecto a la tierra.

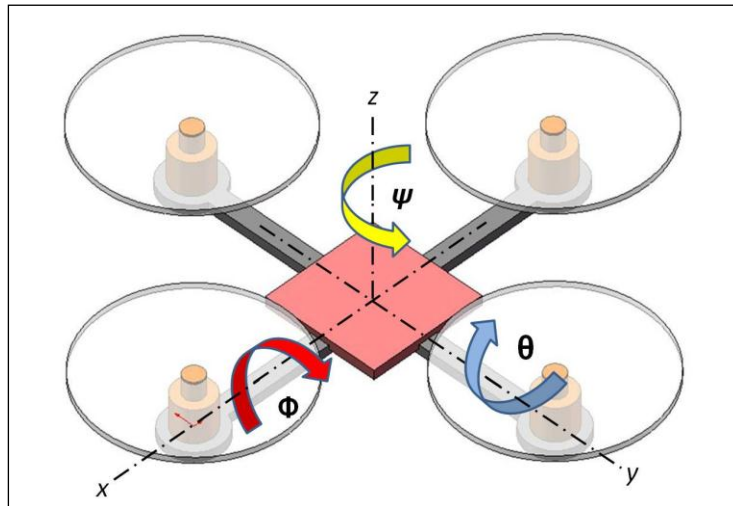
En este trabajo se designará el vector $\xi = \{X, Y, Z\}$ como la posición del centro de masa del Quadrotor con respecto al sistema inercial I . Así mismo, la orientación del vehículo se supondrá dada por una matriz de rotación $R_I: \beta \rightarrow I$, donde R_I es una matriz de rotación orto-normal, es decir, formado por 1 vector normal en cada uno de sus ejes. La rotación de un Quadrotor o en líneas más generales, la de un cuerpo rígido; puede ser obtenida utilizando diversos métodos como, por ejemplo los ángulos de Euler y matrices de rotación; de esta manera se logra definir totalmente el sistema vehicular en el espacio tridimensional. A continuación se presentan estos conceptos.

4.3.1. Ángulos de Euler y Matrices de rotación

Los ángulos de Euler son tres coordenadas angulares que permiten relacionar la orientación de un sistema de ejes respecto a otro así. La Figura 60 muestra al sistema de referencia determinado mediante estos tres ángulos que permiten los movimientos del vehículo de la siguiente manera:.

- Si el sistema de coordenadas gira un ángulo φ en torno al eje z , el movimiento es denominado guiñada.
- Cuando gira un ángulo θ sobre el eje x , el movimiento es de cabeceo.
- Por último, cuando gira un ángulo ϕ en torno al eje y , el movimiento es llamado roll o alabeo.

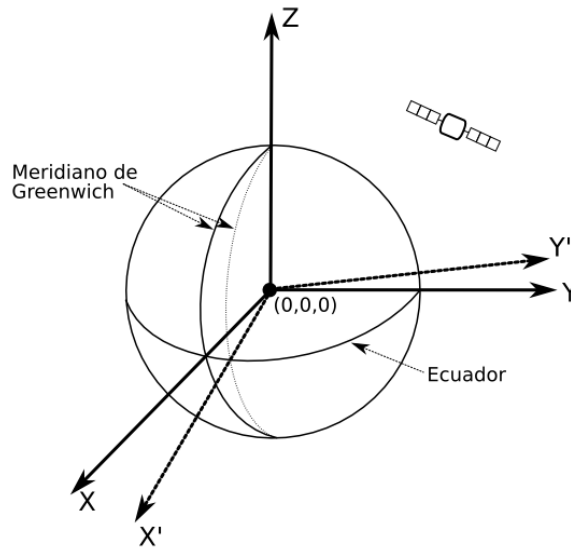
Figura 60. Ángulos de Euler



Las matrices de rotación son necesarias para convertir de un sistema a otro mediante rotaciones alrededor de los ejes de coordenadas. Un ejemplo de esto

es cuando en un momento dado representamos la posición de un satélite artificial en el sistema XYZ. Un tiempo t después, la posición del satélite habrá variado debido al movimiento en su órbita, pero también la Tierra habrá rotado, de modo que tendremos un nuevo sistema, que no es igual al sistema inicial XYZ', (Ref.[16])

Figura 61. Rotación del sistema XYZ



Fuente: <http://nacc.upc.es/nacc-libro/img/ejemplo-ecef-satelite.png>

En la Figura 61, el sistema de coordenadas ABC gira en torno al eje Z del sistema de referencia XYZ un ángulo ψ . Cada giro sobre cada uno de los ejes del sistema de coordenadas de referencia tendrá asociada una correspondiente matriz de rotación.

Ref. [16] <http://nacc.upc.es/nacc-libro/node46.html>

En los sistemas de coordenadas mostrados en la Figura 62, sus ejes Z y C coinciden, siendo i_x, j_y, i_A, j_B los vectores unitarios de su sistema de coordenadas, se puede representar el vector P así:

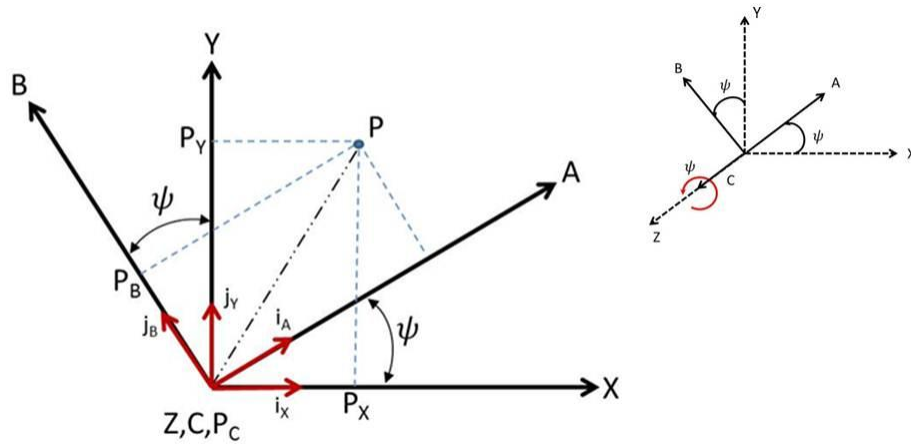
$$P = P_X \hat{i}_x + P_Y \hat{j}_y + P_Z \hat{k}_z \quad (9)$$

$$P = P_A \hat{i}_A + P_B \hat{j}_B + P_C \hat{k}_C \quad (10)$$

Al igualar las ecuaciones 9 y 10 y efectuando el producto punto con los vectores unitarios i_x, j_y, k_z , da como resultado:

$$\begin{bmatrix} P_X \\ P_Y \\ P_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{i}_x \hat{i}_A & \hat{i}_x \hat{j}_B & \hat{i}_x \hat{k}_C \\ \hat{j}_y \hat{i}_A & \hat{j}_y \hat{j}_B & \hat{j}_y \hat{k}_C \\ \hat{k}_z \hat{i}_A & \hat{k}_z \hat{j}_B & \hat{k}_z \hat{k}_C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_A \\ P_B \\ P_C \end{bmatrix} \quad (11)$$

Figura 62. Rotación en dos dimensiones alrededor del eje z



En general, la rotación de un sistema de coordenadas a otro sistema se puede expresar como:

$$P_q = R_p^q P_p \quad (12)$$

Donde P_q es el vector definido en el sistema q (ó XYZ), P_p es el vector definido en el sistema p (ó ABC), y R_p^q es la matriz de rotación que convierte de p a q . Las matrices de rotación así definidas son ortogonales o cuadradas y tienen por tanto unas importantes propiedades:

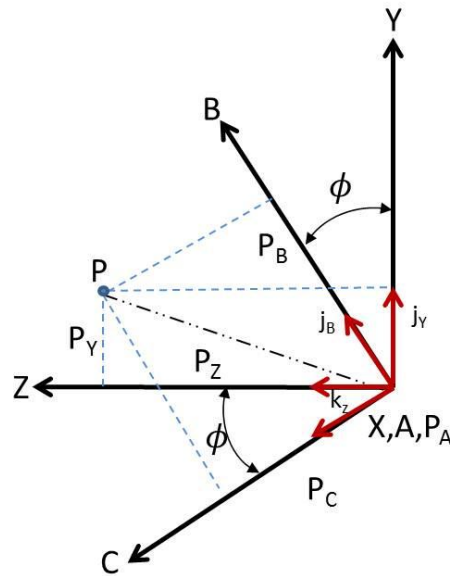
- Si R_p^q convierte de p en q , entonces R_p^{qT} convierte de q en p (es decir, $R_p^{qT} = R_q^p$).
- El determinante es 1 ($\det(R_p^q) = 1$).
- $R_p^{qT} R_p^q = R_p^q R_p^{qT} = I$, donde I es la matriz identidad.
- $R_p^{q-1} = R_p^{qT}$

Como ejemplo, se observa en la Figura 62, que para la transformación de coordenadas del sistema de referencia de ABC a XYZ se debe rotar un ángulo ψ (*guiñada o yaw*), alrededor del eje Z , se tiene:

$$R_p^q(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

Comprendiendo la anterior notación se procede de manera similar, cuando el sistema de coordenadas ABC gira sobre el eje X un ángulo ϕ (*alabeo o roll*) como lo muestra la Figura 63.

Figura 63. Rotación alrededor del eje x.



$$R_p^q(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (14)$$

Por último, cuando el sistema gira sobre el eje Y un ángulo θ (*cabeceo o pitch*) se obtiene:

$$R_p^q(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

A partir de las rotaciones presentadas anteriormente, se definen las matrices de rotación que representan la orientación del cuerpo rígido rotando alrededor de cada eje como sigue:

$$R_p^q(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix},$$

$$R_p^q(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, R_p^q(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

La matriz de rotación completa de β respecto a I , llamada Matriz Coseno Directriz, viene dada por (Ref. [17]):

$$R_I = R_p^q(\psi) \cdot R_p^q(\theta) \cdot R_p^q(\phi)$$

$$R_I = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

$$R_I = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (17)$$

La matriz de rotación expresada en el sistema de coordenadas β es la traspuesta de R_I , debido a su propiedad de orto-normalidad, y viene dada por:

$$R_B = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (18)$$

A partir de la matriz de rotación (17) generada por las tres rotaciones sucesivas y su propiedad de orto-normalidad, relacionando la derivada de la matriz orto-normal con una cierta matriz anti-simétrica (ref. [18]), se puede obtener las ecuaciones cinemáticas de rotación del vehículo que establecen las relaciones entre las velocidades angulares.

Sea una matriz orto-normal R , donde:

$$R^T R = I_n \quad (19)$$

y su derivada con respecto al tiempo es:

$$\dot{R}^T R + R^T \dot{R} = 0_n \quad (20)$$

Definiendo:

$$S = R^T \dot{R} \quad (21)$$

Ecuación obtenida a partir de la ecuación (20).

Por lo tanto, las ecuaciones cinemáticas para determinar la postura del Quadrotor, suponiendo la matriz de rotación (17), vienen dadas por:

$$\dot{R}_I = R_I \cdot S(\omega) \quad (22)$$

Ref. [17] S. Bouabdallah, A.~ Noth, y R. Siegwart. Dynamic Modelling of UAVs. Technical Report Version 2.0, Autonomous Systems Laboratory - EPFL, May 2006. [http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Dynamic_Modeling_of_Fixed-Wing_UAVs_\(12.05.2006\).pdf](http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Dynamic_Modeling_of_Fixed-Wing_UAVs_(12.05.2006).pdf)

Ref. [18] J. J. Craig. Introduction to Robotics - Mechanics y Control. Addison-Wesley Publishing Company, Inc., USA, 2nd edn edition, 1989. <http://es.scribd.com/doc/52377374/Introduction-to-robotics-mechanics-and-control-2nd-ed-1986-John-J-Craig>

Donde $\omega = [p \ q \ r]^T$ son las velocidades angulares en el sistema de coordenadas fijado al cuerpo rígido y $S(\omega)$ es la siguiente matriz anti-simétrica (ref. [14]):

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

Así, manipulando matemáticamente la ecuación (22) se obtiene la siguiente relación:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (24)$$

La variación de los ángulos de Euler (ϕ, θ, ψ) es una función discontinua. Estas derivadas son distintas de las velocidades angulares en el sistema de coordenadas del cuerpo rígido (p, q, r) las cuales son físicamente medibles con ayuda de giróscopos, por ejemplo. La relación entre las velocidades angulares en el sistema fijado al cuerpo y la variación en el tiempo de los ángulos de Euler se obtiene a través de la inversión del Jacobiano de (24), y viene dada por:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (25)$$

El movimiento rotacional del Quadrotor viene dado por las componentes de las velocidades angulares en los tres ejes: velocidad angular de alabeo (p), velocidad angular de cabeceo (q), y velocidad angular de guiñada (r), sobre los ejes $\vec{X}_L, \vec{Y}_L, \vec{Z}_L$ respectivamente. Estas velocidades rotacionales son debidas a los pares ejercidos sobre el sistema ligado al cuerpo del Quadrotor

producidas por las fuerzas externas, las cuales definen los diferentes momentos en los tres ejes: momento de alabeo (L), momento de cabeceo (M), y momento de guiñada (N) sobre los ejes $\vec{X}_L, \vec{Y}_L, \vec{Z}_L$ respectivamente (ref. [19]).

El movimiento de traslación viene dado por las componentes de la velocidad $\mathbf{v} = [u_o \ v_o \ w_o]^T$ en los tres ejes inerciales con relación a la velocidad absoluta del Quadrotor expresada en β , $\mathbf{V} = [u_L \ v_L \ w_L]^T$. Las velocidades $\mathbf{v}$ y $\mathbf{V}$ están relacionadas por la expresión:

$$\mathbf{v} = R_I \cdot \mathbf{V} \quad (26)$$

4.4. FORMULACIÓN DE NEWTON-EULER

Las ecuaciones dinámicas de un cuerpo rígido sujeto a fuerzas externas aplicadas al centro de masa y expresadas en el sistema de coordenadas ligado al cuerpo, se pueden obtener a través de la formulación de Newton-Euler como sigue:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \mathbf{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \times m\mathbf{V} \\ \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} + \mathbf{F}_b \\ \boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_b \end{bmatrix} \quad (27)$$

Donde $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es la matriz de inercia, $\mathbf{I}^{3 \times 3} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es la matriz identidad, $\mathbf{V}$ es el vector velocidad traslacional (en β), $\boldsymbol{\omega}$ es el vector velocidad angular (en β) y m es la masa total del Quadrotor.

Ref. [19] S. Esteban. Control No lineal en Tres Escalas de Tiempo de un Helicóptero de Radio/ Control sobre una Plataforma. Technical report, Universidad de Sevilla, Sevilla, ES, 2005.
http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/70017/fichero/Tesis_Master_GuilhermeRaffo.pdf

De acuerdo con las suposiciones realizadas al inicio del capítulo, la matriz de inercia de puede suponer diagonal:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (28)$$

Considerando el vector de estado $[\xi \quad \mathbf{v} \quad \eta \quad \omega]$ donde ξ y $\mathbf{v} \in \mathbb{R}^3$ representan respectivamente la posición y velocidad lineal expresadas en I , $\eta = (\phi, \theta, \psi)$ y $\omega \in \mathbb{R}^3$ la velocidad angular expresada en β , se pueden escribir las ecuaciones de movimiento de un cuerpo rígido como sigue:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = \mathbf{v} \\ m\dot{\mathbf{v}} = \dot{R}_I F_b \\ \dot{R}_I = R_I S(\omega) \\ \mathbf{J}\dot{\omega} = -\omega \times \mathbf{J}\omega + \tau_b \end{cases} \quad (29)$$

Donde $\dot{\xi} = \mathbf{v} = \dot{R}_I V$ y $S(\omega) = R_I^T \dot{R}_I$

Por otra parte, $F_b \in \beta$ y $\tau_b \in \beta$ son las fuerzas y pares externos aplicados al cuerpo del Quadrotor y consisten en su propio peso, en el vector de fuerzas aerodinámicas, en el empuje y en los pares desarrollados por los cuatro rotores. Estas fuerzas y pares pueden ser expresados de la siguiente forma:

$$\begin{cases} R_I F_b = -mg \cdot E_3 + R_{IE_3} (\sum_{i=1}^4 b \Omega_i^2) + A_T \\ \tau_b = -\sum_{i=1}^4 J_R (\omega \times E_3) \cdot \Omega_i + \tau_a + A_R \end{cases} \quad (30)$$

Con las ecuaciones de fuerzas y pares (30), el modelo dinámico (29) se puede reescribir como sigue:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ \dot{v} = -g \cdot E_3 + R_{I_{E_3}} \frac{b}{m} (\sum_{i=1}^4 \Omega_i^2) + \frac{A_T}{m} \\ \dot{R}_I = R_I S(\omega) \\ J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega - \sum_{i=1}^4 J_R (\omega \times E_3) \cdot \Omega_i + \tau_a + A_R \end{cases} \quad (31)$$

- Los vectores $A_T = [A_x \ A_y \ A_z]^T$ y $A_R = [A_p \ A_q \ A_r]^T$ representan las fuerzas y pares aerodinámicos que actúan sobre el Quadrotor, y son calculados a partir de los coeficientes aerodinámicos C_i como $A_i = \frac{1}{2} \rho_{aire} C_i W^2$, donde (ρ_{aire} es la densidad del aire),
- w es la velocidad del Quadrotor con respecto al aire) (Ref. [20]).
- g es la constante gravitacional ($g = 9,81 \frac{m}{s^2}$)
- b es el coeficiente de empuje aplicado por los rotores.
- Ω_i es la velocidad angular de i - enésimo rotor.

La sumatoria de fuerzas traslacionáles que actúan sobre el Quadrotor, como se presenta en la ecuación (30), está compuesto por el empuje total generado por la suma de los rotores, por la fuerza gravitacional y aerodinámica. La fuerza principal U_1 , o entrada principal de control, aplicada al Quadrotor viene dada por (Ref. [11]):

$$U_1 = (\sum_{i=1}^4 f_i) = (\sum_{i=1}^4 b\Omega_i^2) \quad (32)$$

Donde, f_i es la fuerza de empuje generada por cada rotor. El par τ_a en la ecuación (30) es el vector de pares de control aplicados al Quadrotor obtenido a través del esfuerzo de torsión τ_{M_i} generado por cada motor eléctrico considerando la dinámica de cada disco del motor como un sistema desacoplado en la variable generalizada Ω_i , que denota la velocidad angular

de un motor alrededor de su eje. El esfuerzo de tensión del motor es opuesto a la fricción aerodinámica del motor $\tau_{drag} = k_{\tau}\Omega_i^2$, donde $k_{\tau} > 0$ es una constante.

Así, a través de la segunda Ley de Newton se obtiene (Ref. [11]):

$$J_R\dot{\Omega}_i = -\tau_{drag} + \tau_{M_i} \quad (33)$$

Cuando $\dot{\Omega}_i = 0$ se tiene que:

$$\tau_{M_i} = \tau_{drag} = k_{\tau}\Omega_i^2 \quad (34)$$

El momento aplicado en el cuerpo rígido a lo largo de un eje es la diferencia entre el momento generado por cada motor en el otro eje. Como se ha comentado anteriormente, el movimiento de cabeceo (pitch) se obtiene debido a la diferencia de empuje entre el rotor frontal y el rotor trasero, mientras el movimiento de alabeo (roll) se obtiene mediante la diferencia de empuje entre el rotor de la izquierda y el rotor de la derecha. El movimiento de guiñada (yaw) se obtiene por la diferencia de pares entre los dos rotores que giran en sentido horario y los dos rotores que giran en sentido anti-horario.

Ref. [20] V. Mistler, A. Benallegue, y N. K. M'Sirdi. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback. In Proc. IEEE Int. Workshop on Robot and Human Inter. Communic., 2001.

Movimientos que son logrados con la fuerza principal constante (Ref. [11]). Así, el par de control aplicado en los tres ejes viene dado por:

$$\tau_a = \begin{bmatrix} (f_2 - f_4)l \\ (f_3 - f_1)l \\ \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ k_\tau(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l \cdot U_2 \\ l \cdot U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Donde l es la distancia entre los motores y el centro de gravedad. Cada motor se puede considerar como un cilindro rígido rotando alrededor de su eje $\hat{z}$ con una velocidad Ω_i .

El eje de rotación del motor se mueve con la velocidad angular del eje de referencia, lo cual produce los siguientes movimientos giroscópicos:

$$\tau_{G_a} = -\sum_{i=1}^4 J_R(\omega \times E_3) \cdot \Omega_i \quad (36)$$

Donde, J_R es el momento de inercia del motor alrededor de su eje.

Así, usando las ecuaciones (23), (27), (32) y (35), y definiendo el nuevo vector de estados como (Ref. [20]):

$$\zeta = [X \ Y \ Z \ u_0 \ v_0 \ w_0 \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T \quad (37)$$

La ecuación del movimiento (31) se puede reescribir en la siguiente forma:

$$\dot{\zeta} = \begin{cases} \dot{X} = u_0 \\ \dot{Y} = v_0 \\ \dot{Z} = w_0 \\ \ddot{X} = \dot{u}_0 = \frac{1}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \cdot U_1 + \frac{A_x}{m} \\ \ddot{Y} = \dot{v}_0 = \frac{1}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \phi + \cos \psi \sin \phi) \cdot U_1 + \frac{A_y}{m} \\ \ddot{Z} = \dot{w}_0 = -g + \frac{1}{m} (\cos \theta \cos \phi) \cdot U_1 + \frac{A_z}{m} \\ \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \\ \dot{p} = \frac{(I_{xx} - I_{zz})}{I_{xx}} q r - \frac{J_R \Omega}{I_{xx}} q + \frac{l}{I_{xx}} U_2 + \frac{A_p}{I_{xx}} \\ \dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} p r - \frac{J_R \Omega}{I_{yy}} p + \frac{l}{I_{yy}} U_3 + \frac{A_q}{I_{yy}} \\ \dot{r} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} p q + \frac{l}{I_{zz}} U_4 + \frac{A_r}{I_{zz}} \end{cases} \quad (38)$$

Este modelo matemático puede asumirse como suficientemente preciso en la representación de todos los movimientos funcionales de un vehículo aéreo autónomo (Ref. [16]). Sin embargo, no es adecuado para el diseño del controlador porque éste depende de fuerzas y momentos aerodinámicos, los cuales son desconocidos. En consecuencia, se tienen en cuenta las siguientes consideraciones para justificar la eliminación de estos términos y sean considerados como perturbaciones externas:

- Teniendo en cuenta la forma y disposición de los elementos del Quadrotor (configuración en cruz, equis y muchos más); su complejidad aumenta ya que se tienen en cuenta muchas variables como las velocidades angulares debido a la presencia de vientos y turbulencias imprevisibles, y de efectos giroscópicos que se consideran desconocidos.
- Dado que el movimiento del Quadrotor puede suponerse como si estuviese flotando (altura constante) o con movimiento en estado

estacionario, los cambios angulares que se producen son muy pequeños (sobre todo para el alabeo y el cabeceo). De ello se deduce que estos términos se pueden simplificar.

- Las aceleraciones angulares se refieren a la medida de los ángulos del Quadrotor. Dada la condición que está flotando los cambios en los ángulos se consideran muy pequeños y por esta razón se desprecian.

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (39)$$

- La estabilidad del Quadrotor está ligada a mantener en un punto fijo los ángulos de Euler y estabilizar su altura. Se ha decidido suprimir las ecuaciones que describen la posición X e Y para facilitar la implementación de un filtro de control optimo que cumpla con estas expectativas.

Luego de derivar la ecuación (39) y reemplazar los resultados teniendo en cuenta las consideraciones anteriores, se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\zeta} = \begin{cases} \ddot{Z} = \dot{w}_0 = -g + \frac{1}{m}(\cos \theta \cos \phi) \cdot U_1 \\ \ddot{\phi} = \frac{l}{I_{xx}} U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{l}{I_{yy}} U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{l}{I_{zz}} U_4 \end{cases} \quad (40)$$

Deduciendo que U_1 , U_2 , U_3 , y U_4 son las fuerzas de empuje en la aceleración, alabeo, cabeceo y guiñada respectivamente, tenemos:

$$U_1 = (f_1 + f_2 + f_3 + f_4), U_2 = (f_2 - f_4), U_3 = (f_3 - f_1), U_4 = (f_1 + f_3 - f_2 - f_4)$$

Se reemplazan las anteriores ecuaciones en la ecuación (40); obteniendo el sistema de ecuaciones que se tiene en cuenta para el diseño del controlador:

$$\dot{\zeta} = \begin{cases} \ddot{Z} = \dot{w}_0 = -g + \frac{1}{m}(\cos \theta \cos \phi) \cdot (f_1 + f_2 + f_3 + f_4) \\ \ddot{\phi} = \frac{l}{I_{xx}}(f_2 - f_4) \\ \ddot{\theta} = \frac{l}{I_{yy}}(f_3 - f_1) \\ \ddot{\psi} = \frac{l}{I_{zz}}(f_1 + f_3 - f_2 - f_4) \end{cases} \quad (41)$$

Para facilitar y simplificar el análisis del diseño del sistema de control, se redefine la ecuación del empuje de los motores descrita en la capítulo 5 de la caracterización del motor; donde se asume que la velocidad angular de los rotores es proporcional al comando recibido del receptor, una señal de ancho de pulso (PWM) que es enviada al controlador electrónico de velocidad (ESC) y éste conmuta la potencia acumulada de la batería en función a dicha señal. El empuje de cada motor queda definido por:

$$f_i = k \cdot PPM \quad (42)$$

Donde PPM es el comando recibido del receptor y enviado a cada ESC, y k es un valor constante que se determina experimentalmente según la caracterización del conjunto motor - hélice (Grupo moto-propulsor).

4.5. GEOMETRÍAS Y CÁLCULOS DE LOS MOMENTOS DE INERCIA

En esta sección se utiliza los datos que se obtienen al recolectar las medidas básicas de los componentes principales, teniendo en cuenta la teoría de los fundamentos del momento de inercia descritos en el Anexo A.

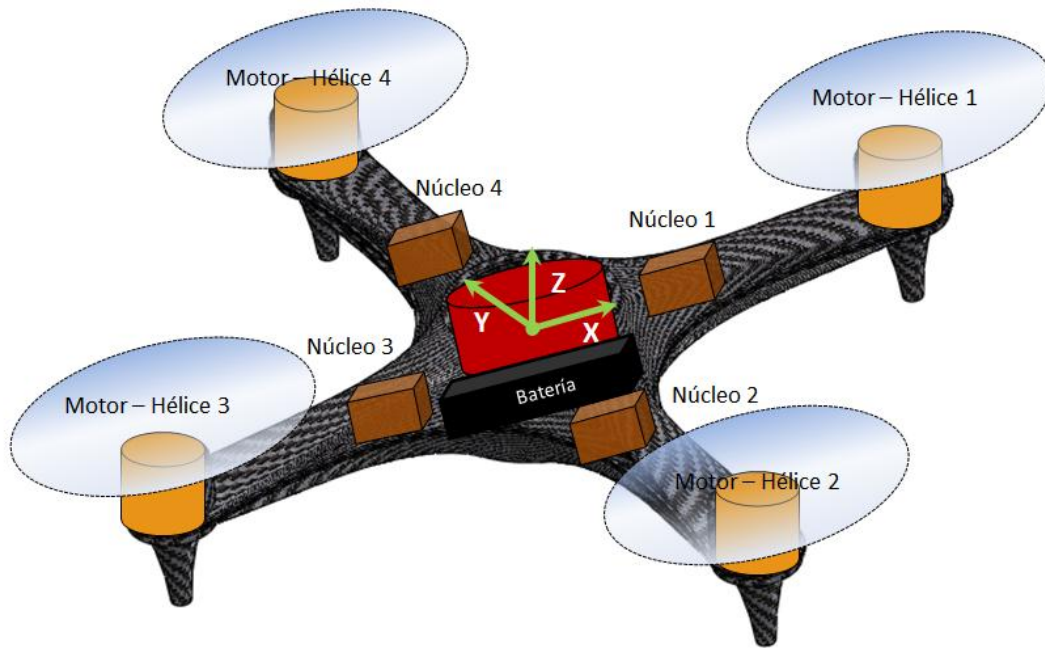
Aquí I_{xx} denota el momento de inercia alrededor del eje X cuando los objetos giran alrededor del eje x , I_{xy} denota el momento de inercia alrededor del eje y cuando los objetos giran alrededor del eje x , y así sucesivamente.

Es por esto que el Quadrotor debe ser modelado como varios componentes con geometrías más sencillas, (ver Figura 64) con la excepción de la estructura principal que está compuesta por fuselaje y brazos (objetivo principal en este proyecto); el cual se modeló con la herramienta de diseño mecánico *SolidWorks 2010*, aprovechándose la versatilidad de este software para calcular los momentos de inercia para esta los estructurales que presentan una forma geométrica compleja. Para esto, se ejecutó una buena aproximación definiendo:

- Una estructura en forma de cruz, con diseño aerodinámico modelada en *SolidWorks 2010*.
- Un compartimiento donde se alojan los componentes electrónicos, modelado como un cilindro sólido.
- Una batería, modelada como un paralelepípedo rectangular sólido.
- Cuatro motores, modelados como cilindros sólidos.

- Cuatro 4 hélices, modeladas como cilindros planos con densidad variable (aumentando a medida que se acerca al centro de la misma).
- Cuatro acoples o núcleos de madera utilizados para la unión del brazo con el fuselaje central, modelados como un paralelepípedo rectangular sólido.

Figura 64. Posición general de los componentes del Quadrotor



4.5.1. Momento de inercia de la estructura principal enteriza

En esta estructura fabricada con materiales compuestos (Fibra de carbono), se ubican y se determinan los principales momentos de inercia con respecto al centro de gravedad, gracias a las herramientas disponibles en *SolidWorks*, asumiendo que están acoplados todos sus brazos al fuselaje central, para una mayor simplicidad.

La estructura tiene un espesor de pared de 2mm, distancia entre el centro y cada brazo de 300 mm y una altura de 84 mm; densidad de la fibra de carbono de 1000 Kg/m³. Luego de ensamblar sus componentes estructurales se determinan los momentos de inercia a través de la herramienta de propiedades físicas de *SolidWorks*; arrojando los siguientes resultados:

Tabla 15. Posición general de los componentes del Quadrotor

PROPIEDAD FISICA	VALOR
Masa (Kg)	0.6493
Volumen (m ³)	0.000647
Área superficial (m ²)	0.5416
Centro de masa (m)	$x = 0 \quad y = 0.06143 \quad z = 0$ (Medido desde la base inferior)
Momentos principales de inercia (Kg.m ²)	IC _x = 0.0127 IC _y = 0.013 IC _z = 0.0254

Figura 65. Momento de inercia de la estructura con la herramienta de SolidWorks.



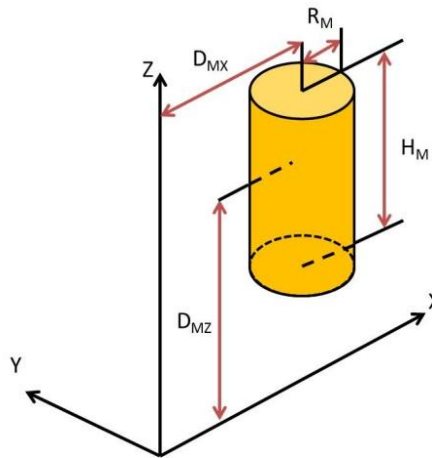
4.5.2. Momento de inercia de los cuatro motores

Teniendo en cuenta las ecuaciones del anexo A, se determinan los momentos de inercia de la siguiente manera:

Los cilindros sólidos de los motores tienen las siguientes especificaciones:

- Un radio $R_M = 17.5 \text{ mm} \approx 0.0175\text{m}$
- Una altura de $H_M = 30\text{mm} \approx 0.03\text{m}$
- Una distancia desde el centro de masa con respecto al eje x de $D_{MX} = 300\text{mm} \approx 0.3\text{m}$
- Una distancia desde el centro de masa con respecto al eje z de $D_{MZ} = 15\text{mm} \approx 0.015\text{m}$
- Una masa $m_M = 71 \text{ g} \approx 0.071\text{Kg}$

Figura 66. Modelado del motor como cilindro solido



Los momentos de inercia del motor i alrededor del eje X, I_{MiX} , alrededor del eje Y, I_{MiY} , alrededor del eje Z, I_{MiZ} , son definidos como:

$$I_{M1X} = m_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + D_{MZ}^2 \right) = 0.0000267 \text{ Kg.m}^2 \quad (43)$$

$$I_{M1Y} = m_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + D_{MX}^2 + D_{MZ}^2 \right) = 0.00641 \text{ Kg.m}^2 \quad (44)$$

$$I_{M1Z} = m_M \left(\frac{R_M^2}{2} + D_{MX}^2 \right) = 0.0064 \text{ Kg.m}^2 \quad (45)$$

Los momentos de inercia para los motores quedan de la siguiente manera:

$$I_{M1X} = I_{M2Y} = I_{M3X} = I_{M4Y} = 0.0000267 \text{ Kg.m}^2 \quad (46)$$

$$I_{M1Y} = I_{M2X} = I_{M3Y} = I_{M4X} = 0.00641 \text{ Kg.m}^2 \quad (47)$$

$$I_{M1Z} = I_{M2Z} = I_{M3Z} = I_{M4Z} = 0.0064 \text{ Kg.m}^2 \quad (48)$$

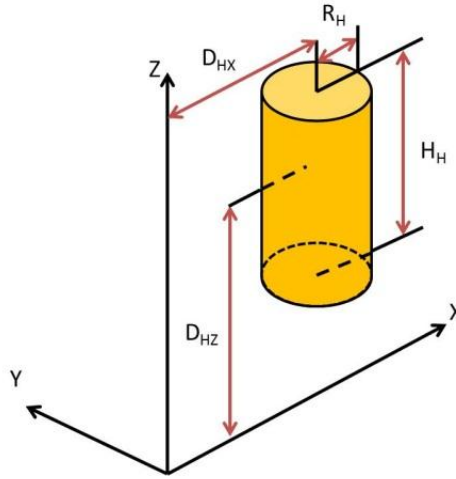
4.5.3. Momento de inercia de las 4 hélices

Las cuatro hélices, como los anteriores componentes, muestran una completa simetría, por tanto, el cálculo se realiza sólo en la parte frontal la hélice y luego incorporado en los otros. Se han modelado como cilindros planos, con densidad variable.

Esta forma ha sido elegida ya que una placa plana se asemeja a la forma de la hélice, además, la densidad depende del radio y disminuye a medida que se aleja del centro. El cilindro plano del modelo de la hélice (Figura 67) presenta las siguientes características:

- Radio $R_H = 110\text{mm} \approx 0.11\text{m}$
- Altura $H_H = 15\text{mm} \approx 0.015\text{m}$
- Distancia del centro de masa en torno al eje x de $D_{HX} = 300\text{mm} \approx 0.3\text{m}$,
- Una distancia desde el centro de masa en torno al eje z de $D_{HZ} = 40\text{mm} \approx 0.04\text{m}$
- Una masa $m_H = 18.9\text{g} \approx 0.019\text{Kg}$.

Figura 67. Modelo de la hélice como placa plana de densidad variable



Los momentos de inercia alrededor del eje X, I_{H1X} , alrededor del eje Y, I_{H1Y} , alrededor del eje Z, I_{H1Z} , son definidos en las ecuaciones (49), (50) y (51):

$$I_{H1X} = m_H \left(\frac{R_H^2}{6} + \frac{H_H^2}{12} + D_{HZ}^2 \right) = 0.000069 \text{ Kg. m}^2 \quad (49)$$

$$I_{H1Y} = m_H \left(\frac{R_H^2}{6} + \frac{H_H^2}{12} + D_{HX}^2 + D_{HZ}^2 \right) = 0.00178 \text{ Kg. m}^2 \quad (50)$$

$$I_{H1Z} = m_H \left(\frac{R_H^2}{6} + D_{HX}^2 \right) = 0.00174 \text{ Kg. m}^2 \quad (51)$$

Asociando con la geometría, las siguientes ecuaciones muestran la derivación de los tres momentos de inercia de las hélices:

$$I_{H1X} = I_{H2Y} = I_{H3X} = I_{H4Y} = 0.000069 \text{ Kg. m}^2 \quad (52)$$

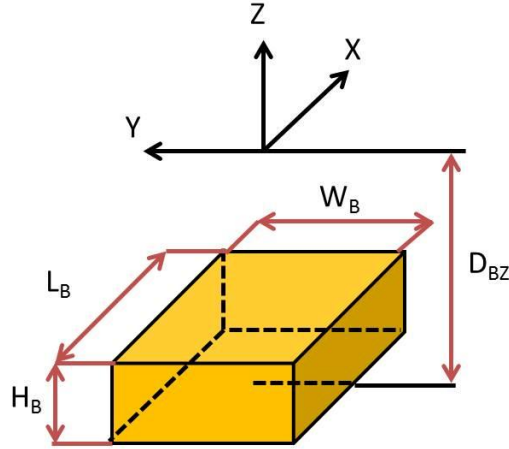
$$I_{H1Y} = I_{H2X} = I_{H3Y} = I_{H4X} = 0.00178 \text{ Kg. m}^2 \quad (53)$$

$$I_{H1Z} = I_{H2Z} = I_{H3Z} = I_{H4Z} = 0.00174 \text{ Kg. m}^2 \quad (54)$$

4.5.4. Momento de inercia de la batería

- Altura $H_B = 30mm \approx 0.03m$,
- Longitud $L_B = 135mm \approx 0.135m$,
- Ancho $W_B = 42mm \approx 0.042m$,
- Distancia desde el centro de masa en torno al eje z de $D_{BZ} = 30mm \approx 0.03m$
- La masa de $m_B = 380g \approx 0.38Kg$.

Figura 68. Modelado de la batería como una caja rectangular maciza



Los momentos de inercia alrededor del eje X, I_{BX} , alrededor del eje Y, I_{BY} , alrededor del eje Z, I_{BZ} , son definidos en las ecuaciones (55), (56) y (57):

$$I_{BX} = m_B \left(\frac{W_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_{BZ}^2 \right) = 0.000426 \text{ Kg.m}^2 \quad (55)$$

$$I_{BY} = m_B \left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_{BZ}^2 \right) = 0.000947 \text{ Kg.m}^2 \quad (56)$$

$$I_{BZ} = m_B \left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{W_B^2}{12} \right) = 0.000632 \text{ Kg.m}^2 \quad (57)$$

4.5.5. Momento de inercia de los acoples o uniones brazo-fuselaje

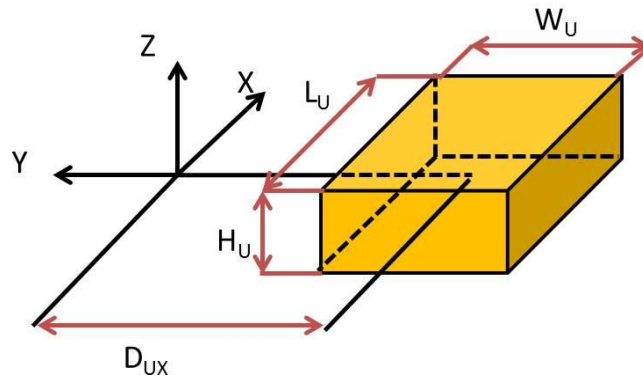
Esta parte es un sistema de acople que une el brazo con el fuselaje, fabricado en madera con una forma irregular, se modela en forma de caja rectangular maciza de:

- Altura $H_U = 60\text{mm} \approx 0.06\text{m}$

- Longitud $L_U = 53mm \approx 0.053m$
- Ancho $W_U = 65mm \approx 0.065m$
- Distancia desde el centro de masa en torno a los ejes x y y de $D_{UX} = D_{UY} = 120mm \approx 0.12m$
- masa de $m_U = 55g \approx 0.055Kg$

El modelo se asume alineado con respecto al centro de masa de todo el sistema y cuya geometría se observa en Figura 69.

Figura 69. Modelado del sistema de unión brazo-fuselaje



Los momentos de inercia alrededor del eje X , I_{BX} , alrededor del eje Y , I_{BY} , alrededor del eje Z , I_{BZ} , son definidos en las ecuaciones (58), (59) y (60).

$$I_{U1X} = m_U \left(\frac{W_U^2}{12} + \frac{H_U^2}{12} \right) = 0.0000358 \text{ Kg. m}^2 \quad (58)$$

$$I_{U1Y} = m_U \left(\frac{L_U^2}{12} + \frac{H_U^2}{12} + D_{UX}^2 \right) = 0.000821 \text{ Kg. m}^2 \quad (59)$$

$$I_{U1Z} = m_U \left(\frac{L_U^2}{12} + \frac{W_U^2}{12} + D_{UX}^2 \right) = 0.000824 \text{ Kg. m}^2 \quad (60)$$

Los momentos de inercia para las uniones quedan de la siguiente manera:

$$I_{U1X} = I_{U2Y} = I_{U3X} = I_{U4Y} = 0.0000358 \text{ Kg. m}^2 \quad (61)$$

$$I_{U1Y} = I_{U2X} = I_{U3Y} = I_{U4X} = 0.000821 \text{ Kg. m}^2 \quad (62)$$

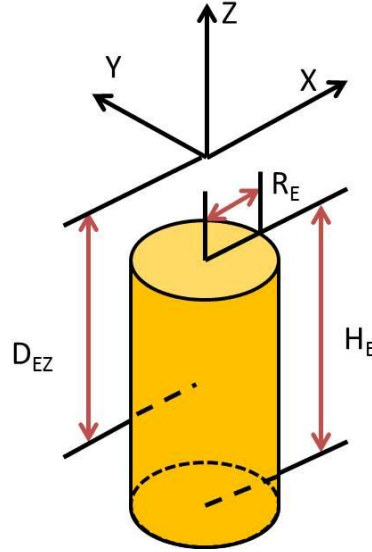
$$I_{U1Z} = I_{U2Z} = I_{U3Z} = I_{U4Z} = 0.000824 \text{ Kg. m}^2 \quad (63)$$

4.5.6. Momento de inercia de los componentes electrónicos

El cilindro solido que modela los componentes electrónicos tiene:

- Un radio $R_E = 50mm \approx 0.05m$
- Una altura de $H_E = 50mm \approx 0.05m$
- Una distancia desde el centro de masa con respecto al eje Z de $D_{EZ} = 25mm \approx 0.025m$
- Una masa $m_E = 200 \text{ g} \approx 0.2Kg$

Figura 70. Geometría del modelado del cilindro de los componentes electrónicos.



Los momentos de inercia de los componentes electrónicos alrededor del eje X, I_{EX} , alrededor del eje Y, I_{EY} , alrededor del eje Z, I_{EZ} , son definidos en las ecuaciones (64), (65) y (66). Teniendo en cuenta la posición de los motores como se puede observar en la Figura 64.

$$I_{EX} = m_E \left(\frac{R_E^2}{4} + \frac{H_E^2}{12} + D_{EZ}^2 \right) = 0.0002916 \text{ Kg.m}^2 \quad (64)$$

$$I_{EY} = m_E \left(\frac{R_E^2}{4} + \frac{H_E^2}{12} + D_{EZ}^2 \right) = 0.0002916 \text{ Kg.m}^2 \quad (65)$$

$$I_{EZ} = m_E \left(\frac{R_E^2}{2} \right) = 0.00025 \text{ Kg.m}^2 \quad (66)$$

Por último es posible calcular el momento de inercia del cuerpo tres I_{xx} , I_{yy} y I_{zz} mediante la adición de todos los componentes alrededor de un eje definido.

$$I_{xx} = I_{CX} + I_{M1X} + I_{M2X} + I_{M3X} + I_{M4X} + I_{H1X} + I_{H2X} + I_{H3X} + I_{H4X} + I_{BX} + I_{U1X} + I_{U2X} + I_{U3X} + I_{U4X} + I_{EX} = 0.0317 \text{ Kg.m}^2$$

(67)

$$I_{yy} = I_{CY} + I_{M1Y} + I_{M2Y} + I_{M3Y} + I_{M4Y} + I_{H1Y} + I_{H2Y} + I_{H3Y} + I_{H4Y} + I_{BY} + I_{U1Y} + I_{U2Y} + I_{U3Y} + I_{U4Y} + I_{EY} = 0.0325 \text{ Kg.m}^2$$

(68)

$$I_{zz} = I_{CZ} + I_{M1Z} + I_{M2Z} + I_{M3Z} + I_{M4Z} + I_{H1Z} + I_{H2Z} + I_{H3Z} + I_{H4Z} + I_{BZ} + I_{U1Z} + I_{U2Z} + I_{U3Z} + I_{U4Z} + I_{EZ} = 0.0621 \text{ Kg.m}^2$$

(69)

5. SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE HARDWARE

5.1. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL MOTOR

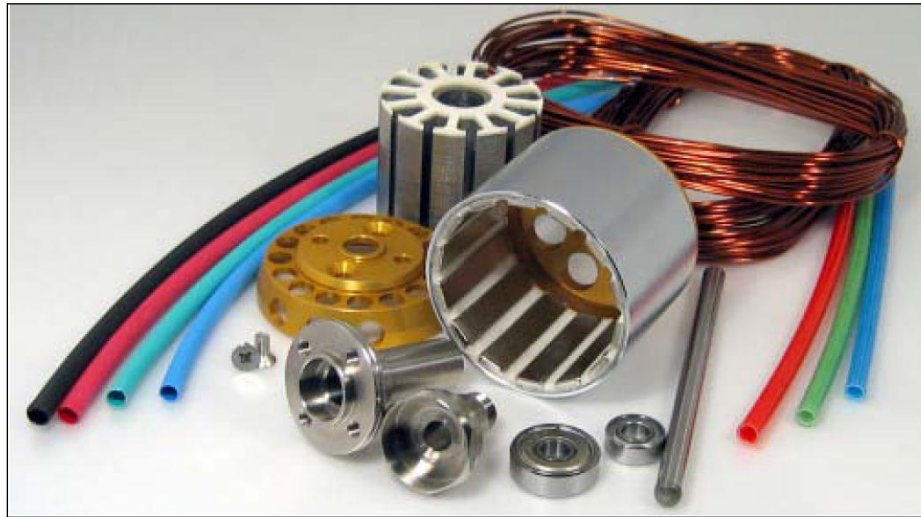
Generalmente, los multi-rotores están configurados para ser potenciados por motores eléctricos ya que estos permiten la realización de un óptimo control de velocidad, reduciendo vibraciones que son perjudiciales para la estabilidad del vehículo, confiriéndoles un menor peso y menos componentes mecánicos.

Los motores eléctricos más empleados en este campo son los tipo Brushless (Figura 71), que funcionan en AC debido a que se alimentan con una señal trifásica (Por este motivo requieren controladores de velocidad), sin embargo se clasifica como un motor de DC porque al igual que los motores comunes tienen imanes permanentes. Estos motores poseen la principal característica de que no emplean escobillas en la conmutación para la transferencia de energía, ya que estas producen rozamiento, disminuyen el rendimiento, generan calor, son ruidosos y demandan una sustitución periódica y por tanto, un mayor mantenimiento.

A diferencia de los motores convencionales que giran por la acción conjunta de dos campos magnéticos, el de estator y el inducido, los de alterna mantienen aislados los módulos y la corriente solo circula por las bobinas, por lo que un solo campo magnético variable provoca el giro (Ref. [21])

Ref. [21] Cristóbal Ángel. Técnica: Motores eléctricos brushless, Revista AEROTEC, Número 108, pág. 22, RDM Editorial, Madrid, España, 2003.

Figura 71. Componentes internos de un motor eléctrico brushless TM 350-28



Fuente: Revista ELECTRIC FLIGHT UK, pág. 9, Edición 72, Reino Unido, 2003.

Algunas de las ventajas y desventajas de los motores Brushless con respecto a los motores DC convencionales se listan en la Tabla 16:

Tabla 16. Componentes internos de un motor eléctrico Brushless

VENTAJAS	DESVENTAJAS
Mejor relación velocidad - par motor Mejor par-motor/tamaño Mayor respuesta dinámica Mayor eficiencia Mayor vida útil Menor ruido Mayor rango de velocidad Mejor disipación de calor Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica. Menor ruido electrónico (menos interferencias en otros circuitos)	Mayor costo de construcción El control es mediante un circuito caro y complejo Empleo de un control electrónico de velocidad (ESC's) Mayor consumo de voltaje Costo de operación más elevado

5.1.1. Parámetro Kv en un motor Brushless

Esta constante significa la cantidad de vueltas (rpm) que da el motor por cada voltio aplicado al ESC (A máxima potencia). Por ejemplo, si a un motor que posee un Kv de 1100 se le aplica una tensión de 11,1v operará a un valor máximo de revoluciones de:

$$rpm = Kv \times V = 1100 \times 11,1 = 12210 \quad (70)$$

Esta es su velocidad nominal y nunca subirá, a no ser que se aumente el voltaje.

5.1.2. Determinación del sistema de potencia

Existen diferentes formas de seleccionar el sistema de potencia desencadenando la selección del resto de los componentes, ya que la selección de un elemento involucra la eficiencia del otro. Por ejemplo, la eficiencia de un motor adecuado de acuerdo a su fuerza de empuje con respecto a su Kv puede verse influenciado por el diámetro y paso de la hélice ya que proporcionará mayor o menor carga, además el aumento de la carga aumentaría la corriente de funcionamiento y con este incremento se determina un variador de velocidad que satisfaga esta necesidad.

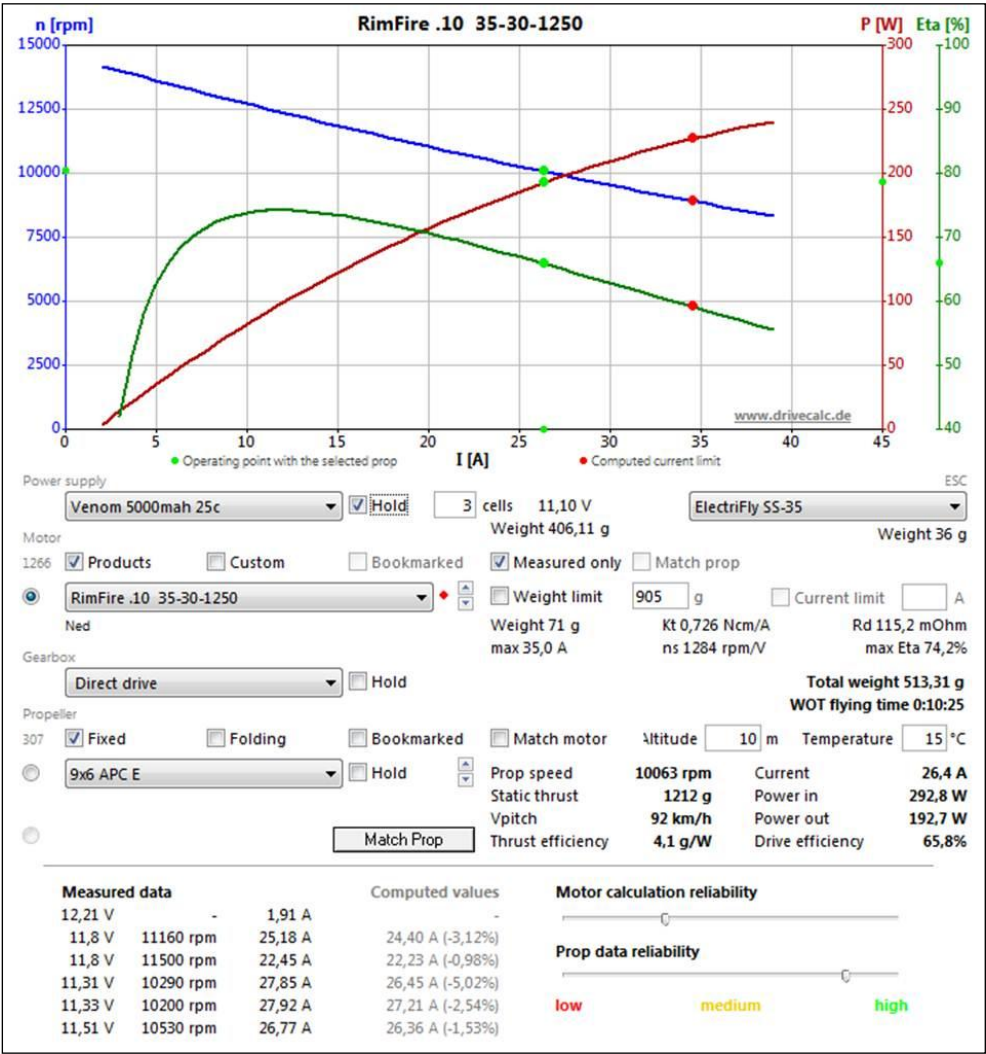
De esta manera se asume la selección de la capacidad del sistema de suministro de energía que en este caso corresponde a la batería para mantener una autonomía de vuelo aceptable.

Una forma fácil para determinar el motor adecuado es utilizando herramientas de software o programas en línea que algunos fabricantes proporcionan en bases de datos con referencias y especificaciones que permiten el cálculo de la eficiencia y el empuje aproximado dependiendo de la variación de los elementos que componen el sistema tales como hélices, ESC's y baterías. Una muestra de ello se observa en el software gratuito llamado Drivecalc versión 3.4, herramienta para el análisis de motores DC y el cálculo completo de la potencia de sistemas para aeromodelismo con motor eléctrico. Contiene una base de datos con tablas para baterías, ESC, cajas reductoras, motores, hélices y estatores. En la Figura 72 se observa la interfaz del programa y los posibles datos que se incluyeron para el análisis de equipos.

Los parámetros más importantes para la selección del motor corresponden a la carga que se va a levantar, que para este caso específico es el peso de la estructura, sus componentes y la carga útil. De las estimaciones en la fase preliminar de diseño (Tabla 13) se tienen pesos estructurales entre 1000 g – 1500 g, con una carga útil de 500 g, además del equipamiento interno por lo que se podría llegar el vehículo a un peso total alrededor de 2500 gramos.

En este proyecto se realizó una selección del motor de acuerdo a parámetros pre-establecidos como la estimación del peso total de decolaje del Quadrotor para calcular la potencia necesaria suministrada por los cuatro motores que lleva incorporados. Adicionalmente, se buscó la asesoría de aeromodelistas experimentados, los cuales fueron consultados para obtener una opinión sobre la adquisición de una marca de motor que cumpliera con la calidad y eficiencia requerida para la óptima operación del vehículo.

Figura 72. Cálculos en el software Drive Calculator 3.4

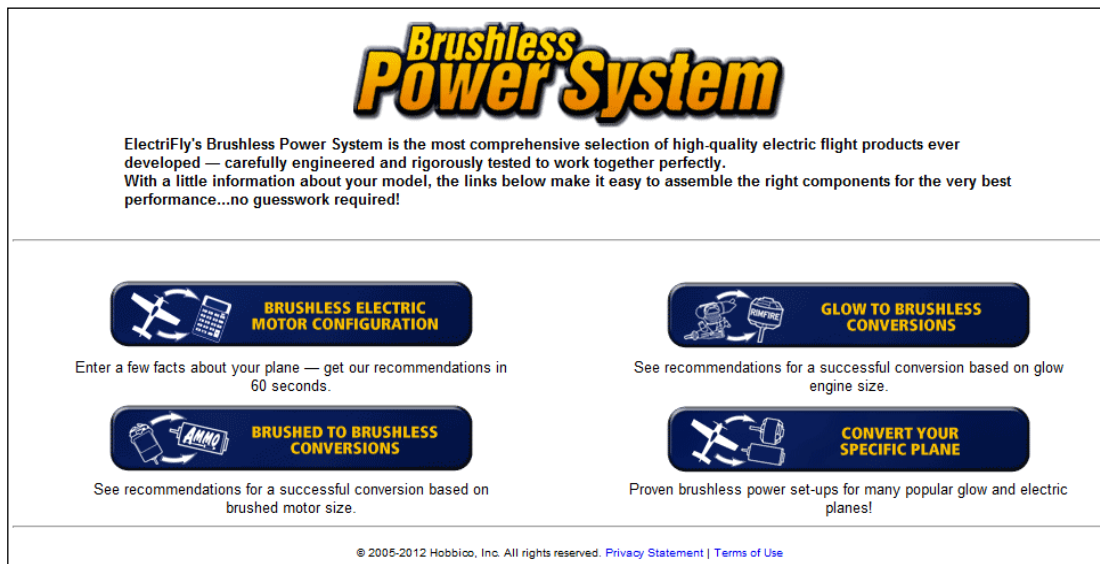


Fuente: <http://www.drivecalc.de/>

Entre las diferentes opciones disponibles en el mercado, se eligió la marca de motores eléctricos Rimfire, ya que además de la calidad y resistencia de sus componentes, proporciona una valiosa herramienta online que permite la selección del motor de acuerdo a especificaciones del vehículo. La Figura 73 muestra la ayuda informática empelada para la selección del motor en este proyecto, donde se observa cada una de las etapas en el proceso de selección.

En primer lugar se debe elegir el tipo de motor a utilizar, que para este caso corresponde al motor Brushless tipo outrunner, preferido por sus grandes ventajas respecto a los motores inrunner que proporcionan un par muy bajo por lo cual se descartaron.

Figura 73. Herramienta online para la selección motor Brushless.



Fuente: <http://www.electrifly.com/powersystem/powersystem-index.html>

También se debe ingresar el diámetro máximo de la hélice, el cual es pre-establecido de acuerdo a los datasheets que plasman el empuje, potencia consumida, torque respecto a varias velocidades establecidas. Gracias a esta herramienta se pudo variar el tamaño de la helice de acuerdo a la necesidad especifica de este proyecto. Después de realizar varios intentos, cambiando y probando con las diferentes variables que exige la herramienta informatica como el voltaje de bateria, el tipo de vuelo, etc., el software arroja la recomendación del sistema de potencia más indicado para la aplicación establecida, tal como como se puede observar en la Tabla 17.

Figura 74. Etapa de ingreso del tamaño de hélice

Electric Motor Configuration

Please do not use your browser's "Back" button to navigate within this motor configuration applet, use the "Previous Step" button below. This will ensure that no data is lost when moving back and forth.

Previous Step

Step 3: Enter Maximum Prop Diameter

Typically the larger the propeller used, the more thrust and the less speed the propeller will generate. Larger propellers are better suited to slower aircraft while smaller propellers are better suited to faster aircraft.

Typically, larger propellers will need lower Kv motors or higher gear ratios while smaller propellers will require higher Kv motors or lower gear ratios. Our motor configuration applet will use all of these parameters in the calculations and give you the optimum power system combination.

Entering a very large size prop will make your results show a system that uses the largest prop available for the power levels you need.

If your search is not yielding the results you expect, then try a larger diameter propeller in the box above for more results.

☒ in.
 ☐ mm

(Allow at least 1-1/2" [38mm] ground clearance)

Continue



You are researching
RIMFIRE motors

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php>

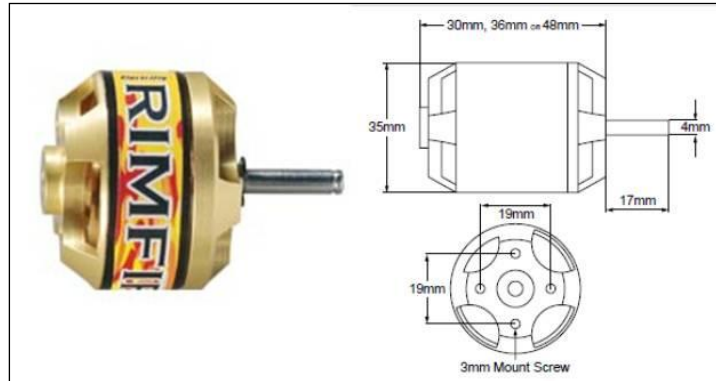
Tabla 17. Motor recomendado según necesidades de peso

Motor Recommendations		
	Best Combination	
Performance	Aerobatic	
Motor	35-30-950 / GPMG4590	
Gear Ratio	N/A	
Gear Drive	Not Required	
Propeller	10x4.5 in., Electric	
Battery	3200 mAh, 11.1v	Decrease
ESC	SS-35 / GPMM1830	
ESC Motor Adapter	Not Required	
Motor Mount	Medium / GPMP1255	
Current Draw	18.1 amps	
Approximate Speed	29 mph	
Approximate Thrust	28.6 oz.	
Weight of Power System	12.76 oz.	
Approximate Flight Time at Full Throttle	10.2 minutes	
Watts per Pound	101.59	

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php>

El motor seleccionado para equipar el Quadrotor es un motor brushless outrunner, marca RIMFIRE (30-35-1250) modelo .10 que presenta las siguientes dimensiones (Figura 75) y especificaciones técnicas.

Figura 75. Dimensiones del motor eléctrico Rimfire 0.10.



Fuente: <http://www.electrifly.com/motors/gpmg4595.jpg>

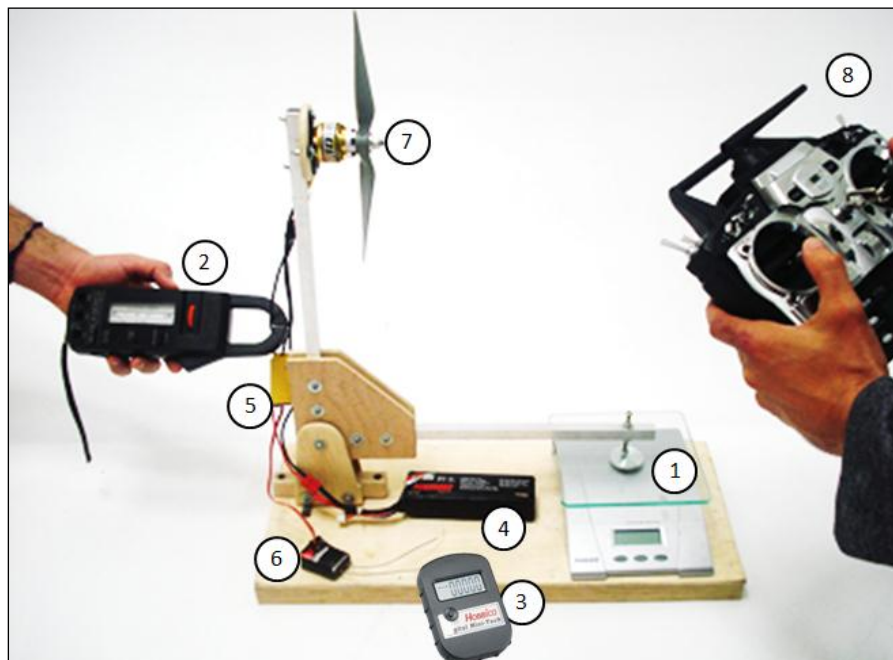
Tabla 18. Especificaciones técnicas del motor Brushless 30-35-1250.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	
Kv	1250 rpm/volt
Potencia Máxima	390 W
Potencia Constante	325 W
Peso	2.5 oz (71g)
Voltaje De Entrada	7.4-11.1 V (2-3S LiPo)
Empuje 3d	2 lb (905g)
Empuje Horizontal	3 lb (1360g)
ESC Recomendado	35 AMP
Batería Recomendada	LIPO DE 3 CELDAS
Hélice Recomendada	10X4.5 - 10X7 ELECTRICO

Fuente: <http://www.electrifly.com/motors/gpmg4505.html>

Para determinar el comportamiento del grupo moto-propulsor se realizaron mediciones para la obtención de la relación fuerza (empuje) contra la señal del receptor (PPM). Debido a que la fuerza ejercida por cada motor está ligada a la señal del receptor, que en este caso particular es la señal de control, se hizo necesaria la construcción de un banco de pruebas que facilitara esta toma de medidas, el cual se muestra en la Figura 76.

Figura 76. Banco de pruebas para la caracterización del conjunto motor-hélice.



Este banco de pruebas permite hacer mediciones bajo parámetros controlados del empuje logrado por el grupo propulsor. Su estructura consta de un balancín en forma de L, diseñada basada en el principio de la palanca y fabricado en perfil de aluminio cuadrado con bases de madera adaptadas para ajustar el los brazos y el motor brushless con su hélice (7).

El controlador electrónico de velocidad (ESC) (5), el receptor (6), la batería LiPo (4), se sitúan en la base. Se observa al instante la señal de referencia (Señal PPM que viene del transmisor (8)) a través de un enlace entre el receptor y la tarjeta de procesamiento Arduino UNO y se reúnen estas lecturas por cada movimiento de la palanca de aceleración en el transmisor.

El instrumento empleado para la medición de la fuerza ejercida por el grupo moto-propulsor es una balanza digital (1) marca Ranger EK5055 con capacidad de 5Kg, sensor de magnitud de la tensión de alta precisión, graduación en Kilogramos, gramos y onzas. Para medir la potencia eléctrica que consume el motor, se mide la corriente por una fase con una pinza amperimétrica (2) (marca KYORITSU, modelo 2805, rango de medida: 6A-20A y 200A a 600A con una precisión de $\pm 3\%$ F.E). Las medidas de corriente aparecerán en el capítulo correspondiente a las pruebas y ensayos funcionales. La velocidad de la hélice fue medida con la ayuda de un tacómetro óptico (3), que dispone de un rango de operación entre 0 y 32.000 rpm, empleado en hélices de 2 y 3 palas, así como con diámetros mayores a 12 pulgadas. Las mediciones de empuje realizadas consistieron en pruebas con el motor previamente seleccionado por sus características de empuje máximo.

1. Procedimiento

Se realizaron mediciones de empuje del motor correspondientes a la fuerza del motor ejercida sobre la balanza, a diferentes porcentajes en la posición de la palanca del radio-control, empleando una hélice APC 9x6.

En cada una de las posiciones de incremento en la palanca de aceleración, se produce una señal PWM que ingresa al control de velocidad electrónica (ESC). Estas señales, tanto los valores correspondientes a la fuerza de empuje producida por el grupo moto-propulsor fueron listados en la Tabla 19.

Por medio del software *Curve Expert 1.4*, se desarrolló la ecuación que caracteriza el comportamiento de las variables de empuje con respecto a la señal de control PPM que se mide en la interfaz gráfica de acuerdo a la posición de la palanca del acelerador. Al ingresar los datos de las mediciones en el programa se observa un comportamiento casi lineal en la curva, por lo que una regresión lineal simplifica la ecuación del comportamiento de las variables con el fin de incluirla en las ecuaciones del modelado matemático y facilitar el diseño del controlador.

Figura 77. Ingreso de datos en el programa Curve Expert 1.4.

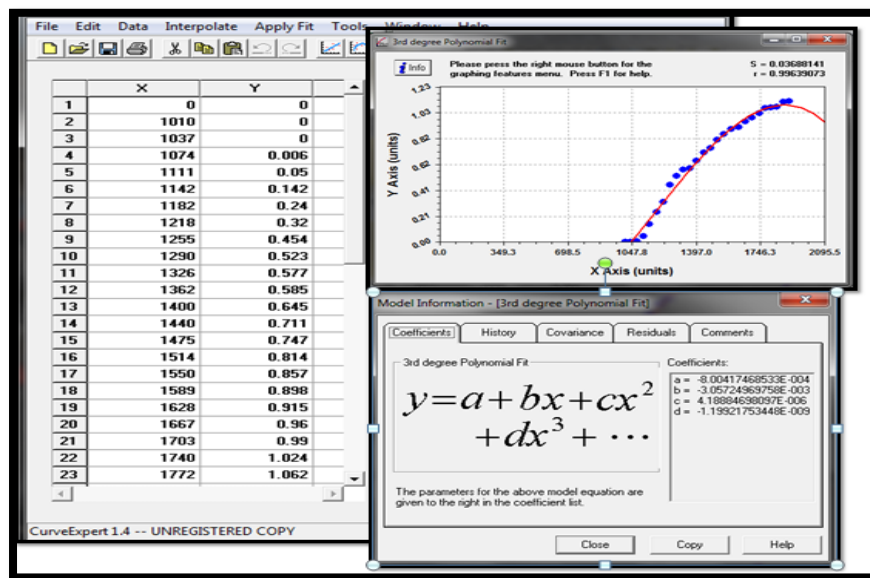


Tabla 19. Resultados de las pruebas en el banco de caracterización del motor.

POSICIÓN DEL ACCELERADOR		VELOCIDAD (rpm)	EMPUJE (Kg)
%	PPM		
0	0	0	0
3.8	1010	0	0
7.6	1037	0	0
11.4	1074	4350	0.006
15.2	1111	4800	0.05
19	1142	5300	0.142
23	1182	5610	0.240
26.6	1218	5970	0.320
30.4	1255	6090	0.454
34.2	1290	6240	0.523
38	1326	6480	0.577
41.8	1362	6870	0.585
45.6	1400	6900	0.645
50	1440	6930	0.711
53.2	1475	7110	0.747
57	1514	7230	0.814
60.8	1550	7270	0.857
64.6	1589	7380	0.898
68.4	1628	7410	0.915
72.2	1667	7680	0.960
76	1703	7410	0.990
79.8	1740	7470	1.024
83.6	1772	7530	1.062
87.4	1804	7590	1.070
91.2	1837	7600	1.074
95	1874	7860	1.113
100	1905	7920	1.120

Por medio de un ajuste polinomial de tercer orden se obtiene la siguiente relación:

Ajuste polinomial de grado 3: $y = a + bx + cx^2 + dx^3 \dots$ (71)

Datos de coeficientes:

$$a = -8.0041746853 \times 10^{-4}$$

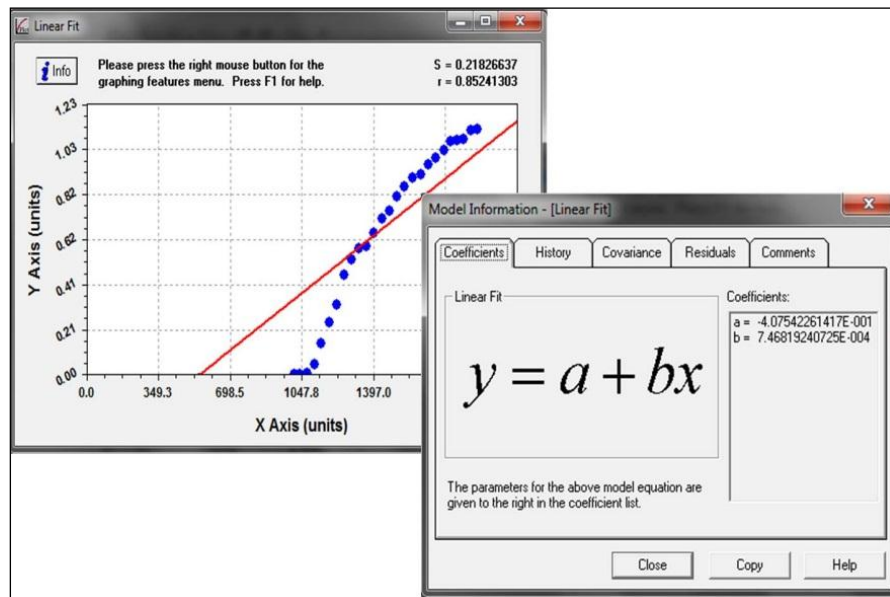
$$b = -3.05724969758 \times 10^{-3}$$

$$c = 4.18884698097 \times 10^{-6}$$

$$d = -1.19921753448 \times 10^{-9}$$

Para simplificar la ecuación, se aproxima a una recta el comportamiento entre el ciclo de trabajo y el empuje generado (Figura 78).

Figura 78. Gráfica y regresión lineal del comportamiento empuje vs señal PPM.



Arrojando la siguiente ecuación lineal:

Ajuste lineal: $y = a + bx$

Datos de coeficientes:

$$a = -4.07542261417 \times 10^{-1}$$

$$b = 7.46819240725 \times 10^{-4}$$

Se interpreta de la siguiente manera:

$$f_i = -4.075 \times 10^{-1} + 7.468 \times 10^{-4} (PPM_i) [Kg] \quad (72)$$

Donde, f_i = el empuje del motor i [Kg]; y PPM_i = la señal PPM o señal de control del motor i ; quedando de esta manera, la ecuación implementada en el modelado matemático.

Obtener una función de transferencia real para el conjunto motor-hélice representa un trabajo que sobrepasa los objetivos de este proyecto, por lo que en adelante se supondrá que la transferencia entre la señal PPM y el empuje es una constante.

Esta caracterización correspondió a la mejor combinación lograda a través de las mediciones realizadas con el motor RIMFIRE .10 y la hélice APC de 9x6 pulgadas.

5.2. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LAS HELICES

La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo). Está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductores) al eje de salida de un motor, el cual proporciona el movimiento de rotación (Ref. [22]).

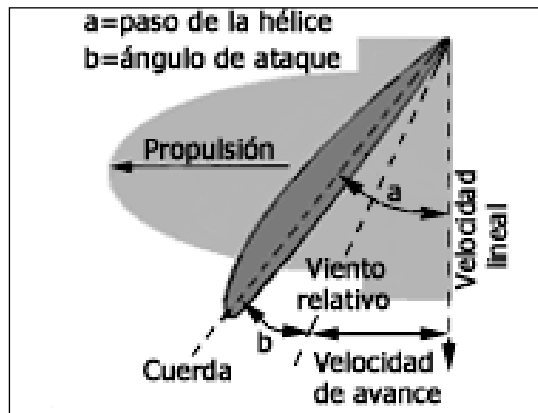
5.2.1. Funcionamiento de la hélice

Los perfiles que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de los cuales tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso igual al ángulo de incidencia (Figura 79). El giro de la hélice, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala).

Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa la aeronave hacia adelante (Ref.[22]).

Ref. [22] <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>

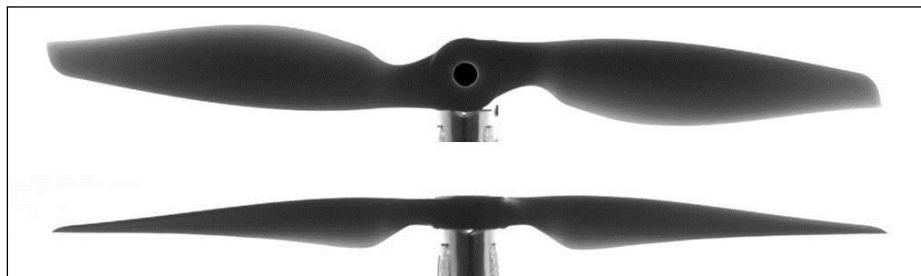
Figura 79. Ángulos de la hélice



Fuente: http://www.manualvuelo.com/GIFS/Fig_322.gif

En el proceso de selección de las hélices para el Quadrotor en este proyecto, se eligieron preliminarmente hélices 10x4.5 o 10x7, las cuales el fabricante del motor recomiendan, ya que proveen la generación de una fuerza de empuje entre 900g y 1300g cuando el motor gire a su máxima revolución de aproximadamente 13875 rpm. Por razones comerciales y de importación no se adquirieron estas referencias ya que no había disponibilidad del producto; razón por la cual se adquirieron las hélices de referencia 9x6, (Figura 80).

Figura 80. Hélice APC 9x6.



Fuente: www.apc.com

5.3. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LOS CONTROLADORES DE VELOCIDAD

El propósito de un controlador electrónico de velocidad (Electronic Speed Control, ESC) es tomar una señal que proviene del control y de la señal del transmisor que representa la velocidad requerida, controlándola de manera estable sin importar la carga o las perturbaciones que tenga.

El principio de funcionamiento de estos dispositivos es la variación del voltaje en tiempos cortos así como se regula la intensidad de una bombilla al cerrar y abrir el interruptor durante fracciones de segundo en el tiempo, entonces el filamento no tendrá tiempo para enfriar y calentar, obteniendo un brillo promedio del 50% según el tiempo de conmutación.

El mismo principio es aplicado a los controladores de velocidad en los motores; cuando el interruptor está cerrado, el motor ve 12 voltios y cuando está abierto es 0 Voltios. Si el interruptor está abierto para la misma cantidad de tiempo, ya que está cerrado, el motor ve una media de 6 voltios, y en consecuencia girará más lentamente. Esta conmutación de encendido y apagado se realiza por los MOSFET de potencia.

Un MOSFET (Metal-Oxido-Semiconductor o transistor de efecto campo) es un dispositivo que puede convertir corrientes muy grandes, bajo el control de una señal de bajo nivel de voltaje.

La mayoría de los variadores incorporan un dispositivo denominado BEC (Battery Elimination Circuit), se trata de un regulador lineal de tensión que suministra al receptor y los servos; en este caso particular alimenta la tarjeta Arduino con 5V, de este modo se elimina la necesidad de otra batería para el sistema de control o una etapa de regulación para la misma, representando un ahorro en el peso del vehículo.

Para su selección, es necesario que este controlador proporcione la corriente máxima de alimentación que el motor requiera; este criterio depende intrínsecamente de la selección del motor que es el que demandará la carga y es el que exige la cantidad de corriente para generar el empuje. Según la recomendación del fabricante del motor seleccionado (Rimfire), se requiere de un controlador de velocidad con capacidad de 35 amperios, eligiendo de esta manera un ESC de la marca ElectriFly, modelo SS-35 (Figura 81).

Figura 81. Controlador de velocidad electrónico ESC ElectriFly SS35.



Fuente: <http://www.electrifly.com/escs/gpmm1830.jpg>

En la Tabla 20 se detallan las especificaciones técnicas del controlador seleccionado:

Tabla 20. Especificaciones técnicas del ESC SS-35 ElectriFly

CONTROLADOR DE VELOCIDAD ELECTRÓNICO BRUSHLESS- ELECTRIFLY SS- 35 (SILVER SERIES)	
Batería NiCd/NiMH (Celdas, Voltios)	7-12, 8.4-14.4V
Batería LiPo (Celdas, Voltios)	3-4, 11.1-14.8V
Potencia máxima de salida	35 A (40 sobrevoltaje) o 350 W
BEC (circuito eliminador de batería)	5V/2A
Frecuencia de operación	8,5 kHz fija
On-resistencia	0,01 ohmios
Tensión de corte	Voltaje de la batería x 0,67
Corte por temperatura	230 ° F / 110 ° C
Dimensiones	2,0 x 0,31 x 1,02 pulgadas (52 x 8 x 26 mm)
Peso	1,13 oz (32 g)

Fuente: http://manuals.hobbico.com/gpm/gpmm1800-1841-manual-v1_2.pdf

5.4. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA BATERIA

Uno de los problemas que han tenido los modelos eléctricos ha sido la corta duración de tiempo de trabajo y por tanto la baja autonomía de los aviones así como la poca potencia que entregaban a los motores y su elevado peso. En la actualidad existen baterías que son capaces de mover aviones de varios kilos y con autonomías similares a los motores de combustión, siendo su peso mucho menor.

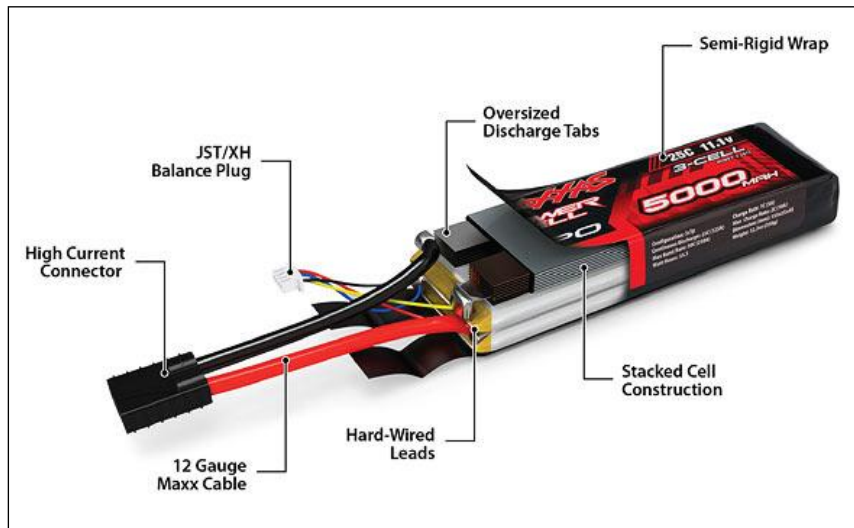
Básicamente se tienen en el mercado cuatro tipos de baterías que se utilizan en aeromodelismo: Ni-Cd o níquel cadmio; Ni-Mh o níquel metal hidruro; LiPo o de polímero de litio y Li-ion o de iones de litio. Las baterías LiPo tienen tres aspectos principales que hacen de ella la elección perfecta para los aviones y más aún para los helicópteros de RC más convencionales; tales aspectos son los siguientes:

- Son de peso ligero y se pueden hacer en casi cualquier forma y tamaño.
- Poseen gran capacidad, es decir, que poseen gran cantidad de energía en un paquete pequeño.
- Tienen altas tasas de descarga para alimentar los motores eléctricos más exigentes.

A pesar de estos grandes beneficios existen puntos negativos para este tipo de batería, ya que son costosas en comparación con las de NiCad y NiMH. Además de problemas de seguridad debido a que el electrolito es muy volátil, produciendo incendios o explosiones.

Las diferencias entre las baterías de iones de litio (Li-Ion) y las de polímero de litio (LiPo) están en cómo las células se empaquetan y el tipo de electrolito que se utiliza. En la Figura 82 se puede observar la composición y disposición de las celdas en forma apilada, conectores y plug para el balanceo de cada celda de una batería de LiPo.

Figura 82. Componentes de una batería LiPo.



Fuente: http://traxxas.com/sites/default/files/images/2872-lipo-exploded-view_m.jpg

5.4.1. Baterías Li-Ion

Utiliza un disolvente líquido orgánico como electrolito. Este es responsable del intercambio de iones entre los electrodos (ánodo y cátodo) al igual que cualquier tipo de batería. Este electrolito es altamente inflamable y es la razón por la que son más volátiles y pueden incendiarse o explotar si se emplean de manera inadecuada. Estas baterías son normalmente encerradas en una lata de metal duro ya que añaden peso y no permiten muchas opciones diferentes en cuanto a forma y tamaño.

5.4.2. Baterías LiPo

Una batería LiPo no utiliza un electrolito líquido, sino un electrólito de polímero seco que se asemeja a una delgada película de plástico. Esta película está intercalada (en láminas) entre el ánodo y el cátodo de la batería para permitir el intercambio iónico. Este método permite una gama muy delgada y amplia de formas y tamaños de celdas.

1. Numero de celdas: Las celdas se pueden conectar en serie o en paralelo. Por lo general, las baterías están conectadas en serie de 8 celdas para las de NiMH o 3 celdas para las LiPo (Ref. [23]).

- Cada celda de una batería NiMH tiene 1,2 V, por lo que una batería de 8 celdas tiene $1.2 \times 8 = 9.6V$
- Cada celda de una batería LiPo tiene 3,7 V, por lo que una batería LiPo de 3 celdas tiene $3.7 \times 3 = 11.1V$

Si se necesita un voltaje superior, se deben conectar las baterías en serie. Si las baterías se conectan en paralelo; esta disposición le dará más duración (más capacidad). Todas las baterías LiPo tienen una descarga nominal que no debe ser excedido ya que la batería puede dañarse. La rata de descarga significa la velocidad de descarga (consumo de corriente del motor) y no debe ser más de 15 o 20 (15C o 20C) veces la capacidad de la batería. Su capacidad se expresa en miliamperios.

Ref. [23] <http://manuals.hobbico.com/gpm/gpmg4590-4655-manual.pdf>

La selección de la batería se realizó basándose en dos aspectos, el tiempo de vuelo y la corriente máxima necesaria, variables relacionadas con el motor. Según las especificaciones del motor Rimfire .10, la corriente de consumo es de 18.1 [A], lo cual produce un total de 72.4 A, sumatoria por los 4 motores que la batería necesita ser capaz de suministrar. La corriente máxima que una batería puede entregar está determinada por:

$$I_{max} = A \times C \quad (73)$$

Dónde:

A = La corriente nominal o capacidad de la batería;

C = La capacidad de descarga.

La potencia necesaria para el modo de vuelo estacionario es 120 W por motor aplicando un 50% de la posición de la palanca del acelerador. Asumiendo un 40% menos al valor máximo de potencia que arroja el software; ya que este valor es a máxima carga, se obtiene 480 W, lo cual produce una corriente total requerida (usando el valor de voltaje del motor, 11.1 V) de:

$$Pot = V \times I; I = \frac{Pot}{V} = \frac{480W}{11.1V} = 43.24 A = I_{Estacionario} \quad (74)$$

Este valor se ha obtenido considerando un peso aproximado de 2500 g. En estos cálculos no se tienen en cuenta el factor de pérdida de alimentación para todos los otros componentes, tales como los ESC's, y las pérdidas por el efecto Joule en el cableado ya que deberían ser considerados para el factor de seguridad de pérdida de potencia.

Para estimar la capacidad mínima nominal es necesario el uso de la corriente para estado estacionario (43.24 A) y el valor del tiempo de vuelo mínimo requerida:

$$Capacidad\ minima\ [mAh] = I \times Tiempo\ de\ vuelo\ min = 43240\ mA \times \frac{10min}{60} = 7206.6\ mAh \quad (75)$$

Este análisis indicaría que se necesita una batería mayor a 5000 mA, pero teniendo en cuenta que al aumentar la capacidad de la batería aumenta el peso de la misma, para satisfacer la durabilidad estimada se haría necesario disponer de 2 baterías en paralelo; 1 de 5000mA y otra de 2200 mA.

La evaluación previa de un estudio del peso frente a las capacidades de las baterías se elige una batería de 5000mA a 50C, donde:

$$I_{max} = 5000mA \times 50 = 250000mA \approx 250A; \quad (76)$$

Que sería tres veces mayor la corriente que demandan los motores en estado estacionario.

La durabilidad se calcula por medio de la siguiente ecuación:

$$Durabilidad = \frac{Capacidad}{I_{Estacionario}} = \frac{5Ah}{43.24A} = 0.11h \approx 6.9min \quad (77)$$

Para la selección de la batería se tuvo en cuenta los anteriores criterios, pero el criterio más predominante es el precio y la calidad; ya que se escogió una batería LiPo marca Venom que posee las siguientes especificaciones técnicas:

Tabla 21. Especificaciones técnicas de la batería LiPo Venom

BATERÍA VENOM LI-POWER SERIES	
Configuración	3s1p
Peso	13.57 oz (380 g)
Dimensiones	138x42x33 mm
Rata de carga	1C (5 A)
Descarga continua	35 C (175 A)
Voltaje mínimo de descarga por pack	9 V
Rata máxima de explosión	50 C (250 A)
Voltaje máximo por celda	4.2 V
Voltaje máximo por pack	12.6 V
Vatios hora	55.5

2. Alarma sonora de baja tensión

Las baterías de Polímero (Lipo) de Litio y Ion-Li sufren daño permanente si se descargan por debajo de una determinada tensión/voltaje, normalmente 3V por celda.

Es por este motivo que se debe implementar en el proyecto un dispositivo de alarma que sence el valor nominal de voltaje e indique el voltaje mínimo de la batería dejando un margen de seguridad que dé tiempo al piloto para aterrizar/parar sin que sufran daño, ni las baterías ni el propio modelo.

Este dispositivo visible en la Figura 83 dispone de 4 leds de alta eficiencia, visibles en exterior, así como dos zumbadores sonoros que el operador puede escuchar a una distancia considerable.

Figura 83. Alarma sonora de baja tensión para baterías LiPo de 3-4S.



Fuente:http://img1.mlstatic.com/alarma-sonora-de-bajo-voltaje-para-bateria-lipo-2s-4s_MCO-O-19722213_1346.jpg

La alarma está ajustada para que se activen los leds y el zumbador a los niveles mínimos de la batería que recomiendan los fabricantes: (2S-6,3V) (3S-9,45V) y 3,15V por cada celda de más de 3S.

5.5. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL RADIOCONTROL

Para realizar la operación manual de Quadrotor se necesita de un equipo de radio constituido por una emisora y un receptor (Figura 84). La emisora se encarga de transmitir al receptor (situado en el interior del vehículo) las órdenes dadas por el piloto que mueve las palancas de mando y el receptor envía dichas órdenes a la tarjeta de control, que luego será enviada una señal de control hacia los ESC's que las transforma en corriente a los motores eléctricos.

Figura 84. Sistema de radio-control Futaba



Fuente: <http://www.megastorerc.com/1092-1550-thickbox/receptor-futaba-r-617fs--7ch--24ghz.jpg>

Una de las características principales de un equipo de radio es la forma en la que emite, es decir, como codifica la información a enviar en la señal que emite, de la cual se distinguen los siguientes tipos:

5.5.1. Amplitud modulada (AM)

Es un tipo de modulación lineal donde se hace variar la amplitud de la onda portadora. Los cambios en la onda portadora se ajustan con las variaciones de nivel de la señal moduladora que es la que contiene la información a transmitir. La ventaja de AM es que su demodulación es muy simple y hace que los receptores sean muy sencillos y baratos. Este método de transmitir es poco fiable y su uso queda relegado al automodelismo y al modelismo naval.

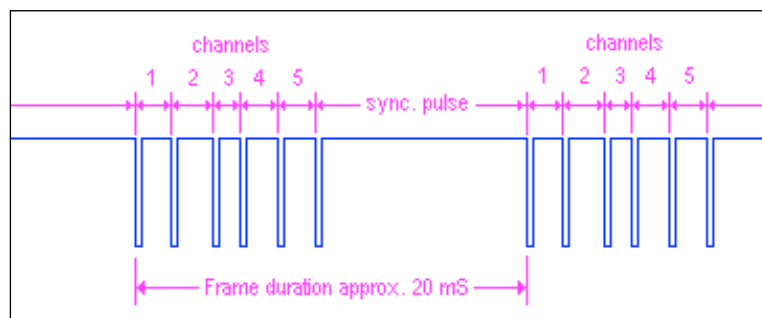
5.5.2. Frecuencia modulada (FM)

Es una modulación angular que transmite información a través de una onda portadora variando su frecuencia. La emisión se realiza en banda estrecha con lo que los equipos de FM son menos sensibles a las interferencias.

En la transmisión FM se diferencian dos tipos de modulación:

1. **Modulación por Posición de Pulsos (PPM):** Este tipo de modulación es el más extendido y se caracteriza porque la señal emitida es analógica, tiene la ventaja de que podemos emplear receptores y emisoras de distintas marcas ya que la compatibilidad es 100% (siempre que sean ambos PPM y trabajen en la misma banda y frecuencia). Los sistemas PPM consisten en un marco de datos que contiene un pulso sincronizador seguido por un número de pulsos pequeños que son iguales al número de canales que tenga el radiocontrol. Esta estructura se muestra en la Figura 85 donde vemos que cada canal es codificado a través de la duración del pulso.

Figura 85. Estructura de un pulso PPM



Fuente: http://static.rcgroups.net/forums/attachments/2/4/1/5/3/a4901379-164-frame_ppm.gif

El circuito codificador del radiocontrol lee cada potenciómetro e interruptor del radiocontrol para después convertirlo en un ancho de pulso y después

construye el marco PPM. Este es enviado al receptor y cada ancho de pulso corresponde respectivamente a un canal.

2. Modulación por Impulsos Codificados (PCM): La Modulación por Impulsos Codificados (MIC o PCM por sus siglas inglesas de Pulse Code Modulation), es un procedimiento de modulación utilizado para transformar una señal analógica en una secuencia de bits.

Con esta modulación la comunicación entre emisora y receptor está más libre de interferencias por ser digital. Tanto la emisora como el receptor están provistos de microprocesadores, son pues equipos de radio-control de media-alta gama. En las transmisiones se envía siempre un código de comprobación para descartar posibles interferencias. Es por esto que no hay compatibilidad entre distintas marcas ya que cada una emplea su propio código.

Tabla 22. Especificaciones técnicas del sistema radio-control Futaba.

TRANSMISOR 7C		RECEPTOR FASST R617FS	
Frecuencia	2.4GHz 7C	Tamaño	1,6 x 1,1 x 0,35 " (40 x 27 x 9 mm)
Consumo de corriente	170mA	Requisito de energía	4,8 - 6V
		Consumo	

	de corriente	80 mA (sin señal)
	Peso	0.34 oz (9,8 g) con estuche, 0.25 oz (7 g) sin caja
		

5.6. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL MICROCONTROLADOR

La utilización de una tarjeta de desarrollo basada en micro-controlador ATmega fue definida dentro de los objetivos de este trabajo; ya que cuenta con hardware y software open-source (Código abierto), que brinda la facilidad de compartir muchos de los principios y metodologías para entender su funcionamiento, modificaciones, así como compartir dichos cambios con otros usuarios.

Se seleccionó la tarjeta de desarrollo Arduino UNO (Figura 86) que integra un micro-controlador ATmega 328 de la familia ATMEL; ya que se obtienen mayores prestaciones en su aplicación para el proyecto, la programación de algoritmos incluye gran cantidad de librerías que permiten una programación muy sencilla y de alto nivel basado en el lenguaje C++.

Figura 86. Tarjeta de desarrollo Arduino Uno.



Fuente: http://arduino.cc/en/uploads/Main/ArduinoUno_R3_Front_450px.jpg

Las especificaciones técnicas y de operación del micro-controlador Arduino UNO se pueden ver resumidas en la Tabla 23. El datasheet* del micro-controlador utilizado, donde se puede observar la asignación de los pines, características térmicas, eléctricas, además de los planos del micro-controlador ATMEGA 328.

Tabla 23. Especificaciones de la tarjeta Arduino UNO.

MICROCONTROLADOR ATMEGA328	
Voltaje de operación	5V
Voltaje de entrada (recomendado)	7-12V
Voltaje de entrada (limites)	6-20V
Pines Digitales I/O	14 (de los cuales proveen 6 salidas PWM)
Pines de entradas análogas	6
Pin de corriente DC I/O	40 mA
Pin de corriente DC para 3.3V	50 mA
Memoria Flash	32 KB (ATmega328) de los cuales 0.5 KB usados para el gestor de arranque
SRAM	2 KB (ATmega328)
EEPROM	1 KB (ATmega328)
Velocidad de reloj	16 MHz

5.6.1. Características de Arduino Uno

La tarjeta dispone de 14 pines con entradas/salidas digitales (6 de las cuales pueden ser usadas como salidas PWM), 6 entradas analógicas, conexión USB, entrada de alimentación, una cabecera ISCP, y un botón de reset.

Contiene todo lo necesario para utilizar el micro-controlador; simplemente conectándolo a un ordenador a través del cable USB o aliméntalo a través de una batería. El Arduino, tiene un regulador de voltaje, que además de poder ser alimentado con un mínimo de 6 voltios y un máximo de 20 voltios tiene 2 salidas de voltaje para alimentar sensores, una de 5 V y otra de 3.3 V. La que se usa para la IMU es la segunda opción.

1. Pines de entrada/salida: Cada pin puede proveer o recibir un máximo de 40 mA y tiene una resistencia interna pull-up de 20-50 kOhms que se encuentran desconectadas por defecto. Algunos de estos pines ofrecen funciones especiales:

Serial: 0 (RX) and 1 (TX). Son usados para recibir (Rx) y transmitir (Tx) datos de señal TTL.

Interruptores externos: 2 y 3. Estos pines pueden ser configurados para provocar un valor alto o bajo, un flanco ascendente o descendente, o un cambio de valor.

PWM: 3, 5, 6, 9, 10, and 11. Proveen salidas PWM de 8-bit con la función analog Write.

SPI: 10 (SS), 11 (MOSI), 12 (MISO), 13 (SCK). Estos pines soportan la comunicación SPI usando la librería SPI.

* <http://www.atmel.com/Images/8271s.pdf>

6 entradas análogas, etiquetadas desde la A0 hasta la A5, cada una provee una resolución de 10 bits (valores diferentes 1024)

TWI: pin A4 o SDA y pin A5 o SCL. Soporta comunicación TWI usando la librería Wire.

2. Comunicación: La tarjeta micro-controladora presenta una serie de facilidades para comunicarse con un ordenador, otro Arduino y otros micro-controladores. El ATmega328 ofrece UART TTL (5V) de comunicación en serie, que está disponible en los pines digitales 0 (Rx) y 1 (Tx). Un ATmega16U2 en los canales de comunicación esta en serie a través de USB y aparece como un puerto COM virtual con el software en el ordenador. El software de Arduino incluye un monitor serial que permite el envío de datos de texto desde y hacia la tarjeta. Los Leds Rx y Tx en la placa parpadean cuando se están transmitiendo datos a través de la conexión de USB en serie y la computadora.

3. Entorno de desarrollo de Arduino: El entorno de desarrollo de Arduino en donde se programa el micro-controlador de la placa, es una aplicación hecha en JAVA, que se basa en el software Processing, Wiring y AVR-GCC, y otros programas de código abierto. Contiene un editor de texto para escribir código, un área de mensajes, una consola de texto, una barra de herramientas con botones para las funciones más comunes, y una serie de menús. Se conecta al hardware de Arduino para cargar programas y comunicarse con ellos.

El entorno muestra la salida de texto incluyendo mensajes de error completos y demás información. Botones en la barra de herramientas

permiten comprobar y cargar programas, crear, abrir y guardar dibujos, y abrir un monitor serial que sirve de interfaz para observar el comportamiento de las variables de cualquier proceso programado; también existen programas anexos a la visualización y entornos más gráficos que proveen la interacción entre el código y el usuario.

El entorno más utilizado es el software *Processing*, que corresponde a la plataforma utilizada en este proyecto para la interacción entre el comportamiento de los sensores, calibración y ajuste de las principales variables del control.

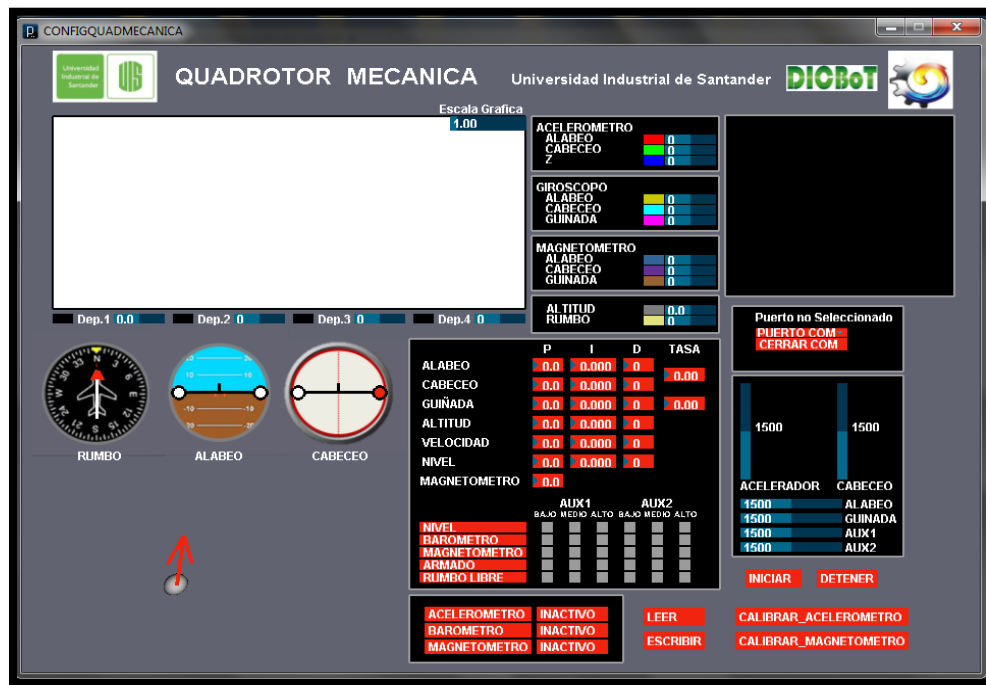
4. **Processing:** Es un lenguaje de programación de código abierto que provee el medio para que las personas ambienten imágenes, animaciones e interacciones. Inicialmente se desarrolló para servir como un cuaderno de bocetos de software y para enseñar los fundamentos de la programación de computadoras dentro de un contexto visual, el tratamiento también se ha convertido en una herramienta para generar trabajo terminado profesional.

Hoy en día, hay decenas de miles de estudiantes, artistas, diseñadores, investigadores y aficionados que utilizan *processing* para el aprendizaje, creación de prototipos y la producción.

De acuerdo a sus características de programación se eligió esta plataforma interactiva en el desarrollo de visualización del comportamiento de los sensores, así como para el ajuste de control y visualización del comportamiento de los movimientos del vehículo, entre otras. En la

Figura 87 se aprecia la interfaz creada para el usuario y programada en *processing*.

Figura 87. Interfaz gráfica del sistema Quadrotor en *processing*.



5.6.2. Funciones del Arduino UNO en el control del Quadrotor

- Proveer un voltaje regulado y estable a la IMU Fusión, mediante el uso de su regulador de voltaje.
- Leer las 6 señales de salida que entrega la IMU Fusión. con el convertidor analógico/digital (ADC) que tiene integrado.
- Calcular los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada mediante el uso de un filtro digital llamado filtro complementario.
- Calcular la presión barométrica y controlar la altitud del vehículo.

- e) Leer el canal de modulación por posición de pulsos (PPM) proveniente del receptor del radiocontrol para poder obtener los comandos del piloto humano.
- f) Calcular la acción de control de los movimientos de navegación y estabilidad de los mismos mediante la implementación de un filtro controlador tipo PID.
- g) Comandar a los variadores de velocidad electrónicos (ESC's) mediante la acción de control calculada anteriormente a través de las salidas PWM.
- h) Enviar y recibir todos los datos obtenidos por los sensores, calibrar sensores y ajustar las ganancias del controlador a través del puerto serial en comunicación con la interfaz codificada en *Processing*.

5.7. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA UNIDAD DE MEDICION INERCIAL

Para el control de la planta dinámica del Quadrotor se utilizó una unidad de medición inercial (Inertial Measurement Unit, IMU) donde se integran acelerómetros y un giróscopo que en conjunto son los encargados de medir los ángulos de alabeo y cabeceo del vehículo. En el Quadrotor se adicionó un magnetómetro o brújula digital que es el encargado de medir la orientación del norte magnético de la tierra y es utilizado para sensar el movimiento de guiñada, así como un barómetro que se encarga de medir la presión barométrica que junto a unos sencillos cálculos se determina la altitud en la que se encuentra.

Los sensores en la IMU poseen la tecnología adecuada para determinar la orientación del vehículo a través de la medición de la velocidad angular y la

aceleración que experimenta el vehículo; soportan mejor las vibraciones y las condiciones ambientales adversas y en conjunto son más precisos que cualquier otro dispositivo.

En el mercado se encuentran IMU's de diferentes configuraciones, desde 3 Grados de libertad (DOF) hasta 9 DOF. El más común es el de 6 DOF que consta de un acelerómetro de 3 ejes y un giróscopo de 3 ejes; de que se obtienen mediciones exactas de los ángulos de navegación cabeceo y alabeo; además de poder tener una medición no referenciada del ángulo de guiñada.

La selección de un sensor de movimiento implica un análisis de muchos factores, incluyendo el rango del dispositivo en una escala completa, la sensibilidad, rendimiento de respuesta, ruido, efectos de la temperatura, humedad, entre otras. Las especificaciones de los acelerómetros y giróscopos se muestran en los datasheet, basadas en las características de su núcleo, sin embargo, es útil asociar las especificaciones del sensor con sus aplicaciones típicas. La Tabla 24 describe las solicitudes de giroscopios analógicos según la aplicación.

Tabla 24. Sensibilidad típica y rangos de un giróscopo según la aplicación.

APLICACIÓN	RANGO
Estabilización de imágenes	20 a 50 mV/dps
Navegación	4 a 15 mV/dps
Control remoto	2.0 mV/dps 500 dps
Controlador de juegos	0.5 mV/dps 2,000 dps

Fuente: <http://www.scantec.de/fileadmin/pdf/Invensense/Selection-and-integration-of-MEMS-based-motion-processing-in-consumer-apps-070809-EE-Times.pdf>

La selección de la IMU se realizó teniendo en cuenta los parámetros anteriormente mencionados como el rango de sensibilidad para aplicaciones de navegabilidad y junto con la limitante de la disponibilidad en el mercado nacional, información que se muestra en la Tabla 25.

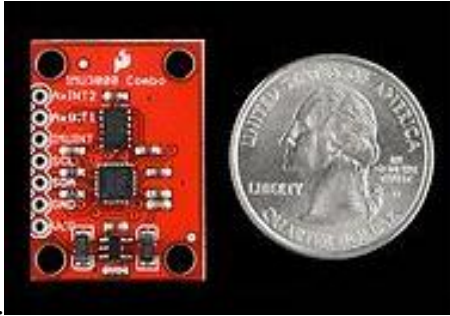
Tabla 25. Comparación de especificaciones entre IMU's comerciales.

Dispositivo	Rango	Interface	Ejes	Alimentación	Especificaciones especiales
IMU Razor 9 DOF 	Acel: $\pm 16g$ Giro: $\pm 300^\circ/s$	serial	Acel: 3 Giro: 3	3.3-16VDC	Compatible con Arduino, código opcional AHRS, magnetómetro de 3 ejes.
IMU Fusion - ADXL345 y IMU 3000 	Acel: $\pm 2, 4, 8, 16g$ Giro: $\pm 250-2000^\circ/s$	I2C	Acel: 3 Giro: 3	3.3-16VDC	Soporte de hardware para los datos Motion Fusion
MPU 6050 	Acel: $\pm 2, 4, 8, 16g$ Giro: $\pm 250, 500, 1000, 2000^\circ/s$	I2C	Acel: 3 Giro: 3	2.3 - 3.4VDC	Procesador Digital Motion™ (DMP™), bus I2C auxiliar para magnetómetros externos y otros sensores, salida digital del sensor de temperatura

En este proyecto se seleccionó una IMU Fusion de la marca Sparkfun de 6 grados de libertad que está compuesta por un acelerómetro de referencia

ADXL345 de 3 ejes y un giróscopo IMU3000 de 3 ejes, dispositivo que se puede observar en la Figura 88.

Figura 88. IMU Fusion de Sparkfun



Fuente: https://dlnmh9ip6v2uc.cloudfront.net/images/products/1/0/2/5/2/10252-04_i_ma.jpg

A continuación se describen las características de ambos sensores, presentes en la IMU:

- 1. Acelerómetro:** Un acelerómetro es un instrumento que mide la aceleración de un objeto. Estos sensores inerciales miden la fuerza de inercia generada cuando una masa es afectada por un cambio de velocidad. Existen acelerómetros que emplean varios tipos de tecnologías (piezo-eléctrico, piezo-resistivo, galgas extensométricas, láser, térmico, MEMS) y diseños que aunque tienen el mismo fin pueden ser muy distintos unos de otros según la aplicación a la cual van destinados y las condiciones en las que han de trabajar.

Dentro de los más importantes encontramos los de última tecnología que son los MEMS (Microelectromechanical Systems), distinguiendo tres categorías principales de acelerómetros MEMS: el capacitivo de silicio, el piezorresistivo y, finalmente, los acelerómetros térmicos. Hasta el momento, los acelerómetros capacitivos de silicio dominaban

ampliamente el mercado. Los fabricantes que usan capacitivos micromecanizados en la superficie o en masa, como DI, Bosch, Denso, Freescale, Analog Devices, entre otras.

a) Descripción general del acelerómetro ADXL345: El ADXL345 es un acelerómetro de 3 ejes con una medición de alta resolución (13-bit) hasta ± 16 g. Los datos de salida digitales tienen el formato de 16 bits accesible ya sea mediante SPI (3 - o 4 hilos) o una interfaz digital I2C. Además, es muy adecuado para aplicaciones de dispositivos móviles.

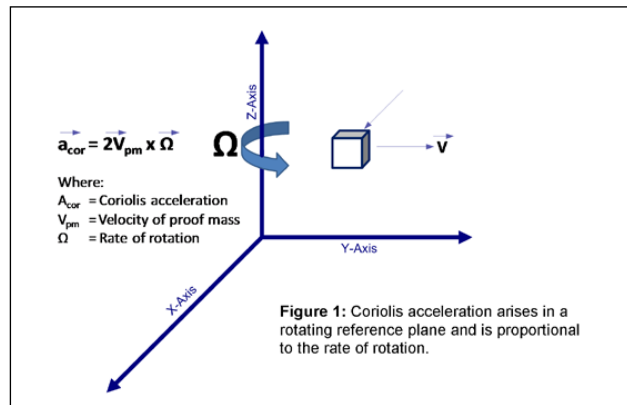
Se mide la aceleración de la gravedad estática por la detección de inclinación de cationes, así como la aceleración dinámica resultante del movimiento o de choque. Su alta resolución (4 mg / LSB - bit menos significativo) permite la medición de cambios de inclinación menor de $1,0^\circ$. Varias funciones especiales son proporcionadas como la detección de actividad e inactividad, detectar la presencia o ausencia de movimiento y si la aceleración en cualquiera de los ejes excede de un nivel establecido por el usuario. En el datasheet** del sensor se describen sus especificaciones técnicas.

**http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADXL345.pdf

2. **Gir6scopo:** Dispositivo capaz de medir la orientaci6n, basado en los principios de conservaci6n del momento angular. Cuando se somete a un momento de fuerza que tienda a cambiar de direcci6n como lo haría un cuerpo que no gire, cambia la orientaci6n en una direcci6n perpendicular a la direcci6n intuitiva.

El gir6scopo que se utiliza para medir la tasa absoluta de rotaci6n emplea masas vibratorias aprovechan la transferencia de energía entre dos modos de resonancia de una estructura debido a la aceleraci6n de Coriolis, que surge en un marco de referencia giratorio, proporcional a la velocidad de rotaci6n como se muestra a continuaci6n en la Figura 89.

Figura 89. Aceleraci6n de Coriolis. Principio de funcionamiento del gir6scopo.



Fuente:<http://www.scantec.de/fileadmin/pdf/Invensense/Selection-and-integration-of-MEMS-based-motion-processing-in-consumer-apps-070809-EE-Times.pdf>

Diapasones vibratorios integran un gir6scopo ya que la vibraci6n de las masas provoca una oscilaci6n de igual magnitud y en sentidos opuestos; cuando el dispositivo se hace girar, la fuerza de Coriolis crea una fuerza de vibraci6n ortogonal proporcional a la velocidad de rotaci6n, que se mide " a lo largo del per6metro de la estructura adem6s estos dispositivos proveen una alta sensibilidad y requieren menos amplificaci6n, lo que conduce a un menor ruido.

La IMU Fusi6n integra un gir6scopo referenciado IMU3000 de 3 ejes con rangos programables de ± 250 a ± 2000 grados por segundo. Adem6s, tiene un puerto secundario I2C que interact6a con un aceler6metro digital para proporcionar una salida completa de 6 ejes. El datasheet*** de la IMU 3000 cuenta con la informaci6n completa sobre sus especificaciones.

5.8. CARACTERIZACI6N Y SELECCI6N DEL MAGNETOMETRO

Los sensores magn6ticos son sistemas de medida que utilizan las propiedades magn6ticas o magneto-el6sticas de un material, generalmente magn6tico, que se suele denominar n6cleo del sensor, para obtener una se6al el6ctrica, de tensi6n o corriente, proporcional a la magnitud que se pretende medir, detectar o controlar. Los sensores magn6ticos m6s comunes son los magnetorresistivos (MR), que se basa en la propiedad de un material que cambia su resistividad por la presencia de un campo magn6tico.

***<http://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/IMU/ps-imu-3000a-00-01.1.pdf>

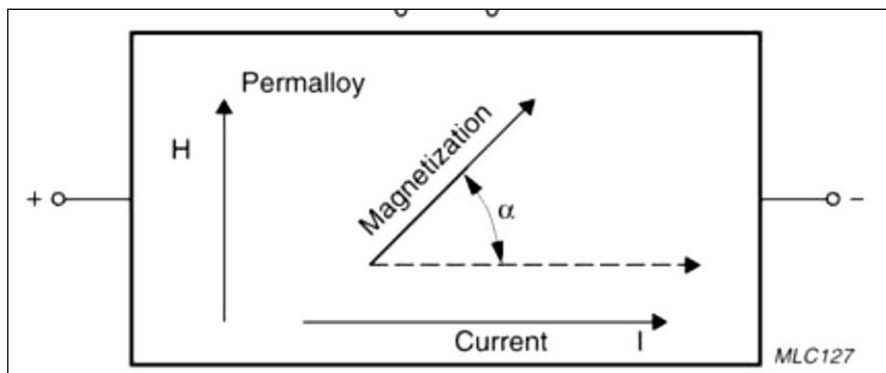
En la Figura 90 se muestra el principio de funcionamiento básico de un sensor MR, con una tira de material ferromagnético llamado permalloy (20% de Fe, 80% de Ni). Suponiendo que, cuando no está presente un campo magnético externo, el permalloy tiene un vector de magnetización interno paralelo al flujo de la corriente 'I' de izquierda a derecha.

Si se aplica un campo magnético externo 'H' paralelo al plano del permalloy, pero perpendicular al flujo de la corriente 'I', el vector de magnetización interno del permalloy rotará alrededor de un ángulo α .

Como resultado, la resistencia 'R' del 'permalloy' cambiará en función del ángulo de rotación α , dado por:

$$R = R_0 + \Delta R_0 \cos^2 \alpha \quad (78)$$

Figura 90. Principio de funcionamiento de un magnetómetro resistivo.



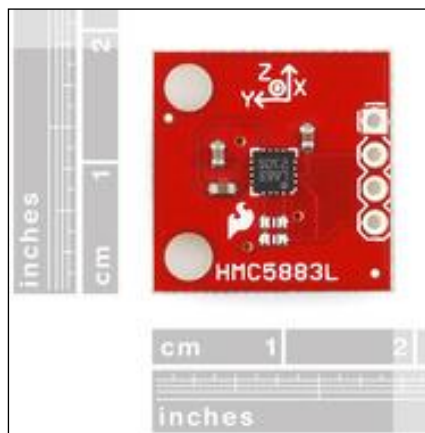
Fuente: <http://es.scribd.com/doc/3838277/50/Sensores-Magnetorresistivos>

La selección del magnetómetro fue determinada por su disponibilidad en el mercado nacional y la implementación de elementos de la misma marca; ya que proveen las mejores especificaciones en precisión y sensibilidad.

El magnetómetro seleccionado corresponde al modelo HMC5883L de Honeywell, el cual es un montaje de la serie magneto-resistivos, que provee un ADC de 12 bits para mejor precisión. El HMC5883L utiliza un magneto anisotrópico, tecnología que ofrece ventajas en la precisión ya que caracteriza una sensibilidad y linealidad en el eje direccional.

El sensor magnético HMC5883L de Honeywell (Figura 91) es de los más sensibles y fiables empleados en el campo industrial. Las especificaciones técnicas se observan en su respectivo datasheet****.

Figura 91. Magnetómetro de 3 ejes HMC5883L de la familia Sparkfun.



Fuente: https://dlnmh9ip6v2uc.cloudfront.net/images/products/1/0/5/3/0/10530-02c_i_ma.jpg

****http://www51.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochures-documents/HMC5883L_3-Axis_Digital_Compass_IC.pdf

Sus características técnicas más importantes son:

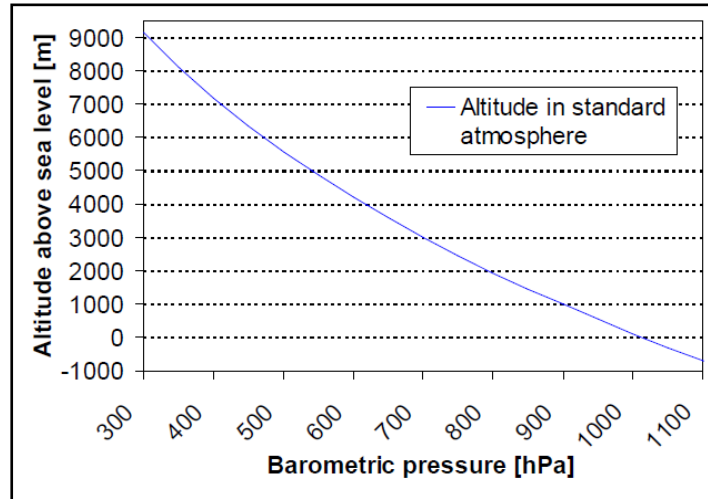
Tabla 26. Características técnicas del sensor HMC5883L

CARACTERISTICAS TECNICAS SENSOR MAGNÉTICO HMC5883L	
Tamaño (mm)	3.0x3.0x0.9
ADC	12-Bit
Voltaje de operación (V)	2,16 - 3,6
Amperaje (mA)	100
Interfaz digital	I2C
Rango campo magnético	(+/- 8 Oe)

5.3 CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL BARÓMETRO

Un uso aplicado de los sensores de presión está en las mediciones de altimetría. La presión barométrica tiene una relación mensurable con la altitud, lo que significa que se puede utilizar un sensor de presión barométrica para deducir qué tan alto se encuentra un sistema. En la Figura 92 se observa la relación que existe entre la presión atmosférica y la altitud con referencia al nivel del mar.

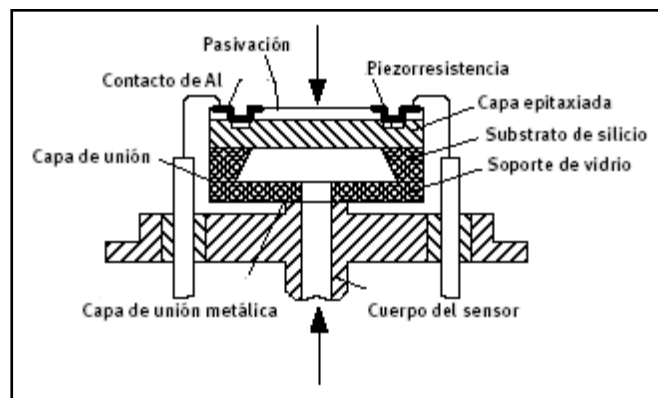
Figura 92. Comportamiento de la altitud con respecto a la presión atmosférica.



Fuente: <http://www.sparkfun.com/tutorial/Barometric/Pressure-Altitude.PNG>

Existen muchos tipos de sensores de presión atmosférica; como los capacitivos, efecto Hall y los piezorresistivos, siendo los últimos los más usados. El sensor de presión piezorresistivo (Figura 93), tiene un elemento de medición en forma de placa con resistencias obtenidas por difusión o implantación de iones. Si estas placas se someten a una carga, cambian su resistencia eléctrica.

Figura 93. Sensor de presión tipo piezorresistivo



Fuente: http://tamarugo.cec.uchile.cl/~cabieta/libros/l_herrera/iq54a/especif.htm

En este proyecto se seleccionó el sensor BMP085 del fabricante Sparkfun por disponibilidad comercial y por sus excelentes especificaciones técnicas, las cuales se especifican en la Tabla 27. Para un mayor conocimiento de la medida y cálculo de la presión referirse a su respectivo datasheet*****.

Tabla 27. Características técnicas del sensor BMP085.

CARACTERISTICAS TECNICAS SENSOR BAROMETRICO BMP085	
Tamaño (mm)	5x 5x1,2
Rango de presión	300-1100hPa (-500 a 9.000 m sobre el nivel del mar)
Voltaje de operación (V)	1.8-3.6 (VDDA) 1.62V-3.6V (VDDD)
Amperaje (μA)	5
Interfaz digital	I2C
Nivel de ruido	0.06hPa (0,5 m) en el modo de ultra baja potencia 0.03hPa (0,25 m) el modo de ultra alta resolución hasta 0.1 m.

*****http://www.adafruit.com/datasheets/BMP085_DataSheet_Rev.1.0_01July2008.pdf

6. SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE SOFTWARE

Este capítulo explica la implementación del sistema de control para el Quadrotor, describiendo el proceso de diseño del controlador, la organización del código fuente del controlador, una descripción breve de la sintaxis del lenguaje de programación y las principales funciones que se utilizaron. Además, de una guía rápida del manejo de las funciones de la interfaz gráfica.

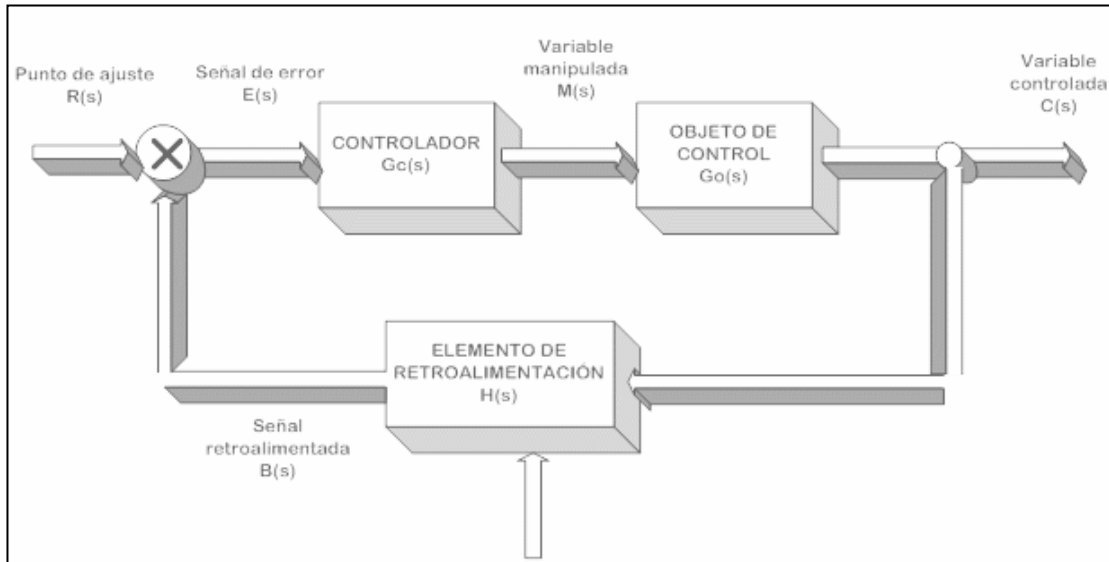
6.1. MODELAMIENTO DEL CONTROL

Una vez obtenido el modelo matemático del sistema Quadrotor se pueden usar diversas herramientas analíticas y computacionales con el objeto de realizar una adecuada elección y evaluación del sistema de control a implementar.

Para el análisis del comportamiento dinámico y el diseño del tipo de controlador se utilizan modelos analíticos de control descritos en funciones de transferencia que representan la planta del sistema.

Para el presente trabajo se utiliza un modelo realimentado (ver figura 94) ya que el objetivo del modelo es realizar control, ya que se envía la señal de salida al comienzo para analizar las diferencias y así, en el siguiente cálculo, entregar un valor con un error menor.

Figura 94. Sistema de control de lazo cerrado o retroalimentado.



Fuente: <http://www.paginasprodigy.com/5557917723/imagenes/lazo%20cerrado.gif>

6.1.1. Función de transferencia

La planta, o función de transferencia, es la relación entre la entrada y la salida de un sistema. Esta relación tiene la siguiente expresión:

$$\frac{C(s)}{R(s)} = G(s) \quad (79)$$

Dónde:

$C(s)$ es la señal de salida del sistema

$R(s)$ es la entrada del sistema

$G(s)$ es la función de transferencia.

Para facilitar el proceso de control se relaciona la ecuación (72) de la caracterización del motor con las ecuaciones del modelo dinámico (41).

Asumiendo que:

$$\Delta_{PPM}\phi = PPM_2 - PPM_4; \quad \Delta_{PPM}\theta = PPM_3 - PPM_1 \quad ; \quad \Delta_{PPM}\psi = PPM_\theta - PPM_\phi \quad \text{y}$$

$$PPM_\phi = PPM_2 + PPM_4 \quad \text{con} \quad PPM_\theta = PPM_3 + PPM_1$$

A continuación se obtienen las plantas de los principales movimientos a los que se analizará el comportamiento dinámico.

1. Planta de la altitud

$$\ddot{Z} = \dot{w}_0 = -g + \frac{1}{m} \cdot (k * PPM_1 + k * PPM_2 + k * PPM_3 + k * PPM_4)$$

$$\ddot{Z} = -g + \frac{k * PPM_{\phi\theta}}{m} = \frac{k * PPM_{\phi\theta} - mg}{m}$$

$$\frac{\ddot{Z}}{k * PPM_{\phi\theta} - mg} = \frac{1}{m}$$

Aplicando la transformada de Laplace, se tiene:

$$\frac{Z(s)s^2}{(k * PPM_{\phi\theta} - mg)} = \frac{1}{m} \rightarrow G_Z(s) = \frac{1}{ms^2} \quad (80)$$

2. Planta movimiento de alabeo

$$\ddot{\phi} = \frac{l}{I_{xx}} (k * PPM_2 - k * PPM_4)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{lk}{I_{xx}} (\Delta_{PPM}\phi)$$

$$\frac{\ddot{\phi}}{(\Delta_{PPM}\phi)} = \frac{lk}{I_{xx}}$$

Aplicando la transformada de Laplace, se obtiene:

$$\frac{\phi(s)}{(\Delta_{PPM}\phi)} = \frac{lk}{I_{xx} s^2} \rightarrow G_{\phi}(s) = \frac{lk}{I_{xx} s^2} \quad (81)$$

3. Planta movimiento de balanceo

Realizando el mismo procedimiento para el movimiento de balanceo da como resultado:

$$G_{\theta}(s) = \frac{lk}{I_{yy} s^2} \quad (82)$$

4. Planta movimiento de guiñada

$$\ddot{\psi} = \frac{l}{I_{zz}} (f_1 + f_3 - f_2 - f_4) (k * PPM_1 + k * PPM_3 - k * PPM_2 - k * PPM_4)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{lk}{I_{zz}} (PPM_1 + PPM_3 - PPM_2 - PPM_4) = \frac{lk}{I_{zz}} (PPM_{\theta} - PPM_{\phi})$$

$$\ddot{\psi} = \frac{lk}{I_{zz}} (\Delta_{PPM}\psi)$$

$$\frac{\ddot{\psi}}{(\Delta_{PPM}\psi)} = \frac{lk}{I_{zz}}$$

Aplicando la transformada de Laplace, da como resultado:

$$\frac{\psi(s)}{(\Delta_{PPM}\psi)} = \frac{lk}{I_{zz} s^2} \rightarrow G_{\psi}(s) = \frac{lk}{I_{zz} s^2} \quad (83)$$

Como los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada se comportan de igual manera y varían solamente en las constantes de los momentos de inercia; se analizará solo un movimiento.

Tabla 28. Valores de los cálculos de momentos de inercia y masa total

Momentos de inercia	$I_{xx} = 0,0317 \text{ Kg. m}^2$ $I_{yy} = 0,0325 \text{ Kg. m}^2$ $I_{zz} = 0,0621 \text{ Kg. m}^2$
Masa total del vehículo	$m = 2.5 \text{ Kg}$
Longitud brazo	$l = 0,3 \text{ m}$
Constante de empuje	$k = 7,468 \times 10^{-4} \text{ Kg}$

Reemplazando los valores de la Tabla 28 en las ecuaciones (80), (81), (82) y (83), se determinan las plantas de altitud, alabeo-cabeceo-guiñada, respectivamente:

$$G_Z(s) = \frac{1}{2.5 s^2} \quad (84)$$

$$G_{\theta}(s) = \frac{6.89 \times 10^{-3}}{s^2} \quad (85)$$

Ahora que se tienen las plantas del vehículo, resta saber cómo es la respuesta a perturbaciones. En el caso de la planta de los movimientos de navegación (ϕ, θ, ψ) se requiere saber el comportamiento del ángulo (set point=0 grados) con respecto a la inercia del cuerpo; en cuanto a la planta de altitud se requiere analizar el comportamiento de la posición en el eje Z dependiendo de la masa y aceleración gravitacional perturbando al sistema. Por lo tanto se debe hacer una simulación previa y ver el comportamiento de las plantas por separado.

6.1.2. Simulación del sistema dinámico

Para la simulación computacional del sistema dinámico, se toman las ecuaciones (84) y (85), y se fijaron en la herramienta SIMULINK del software *Matlab 2010*. Este programa es una plataforma de diseño basado en sistemas dinámicos muy eficientes donde analiza el sistema para encontrar los gráficos de estabilidad y estados transitorios de las funciones de transferencia.

En primer lugar se simulan las plantas en lazo abierto para observar el comportamiento del sistema. Las Figuras 95 y 96 muestran el comportamiento de las mismas.

Figura 95. Comportamiento de la planta de altitud en lazo abierto

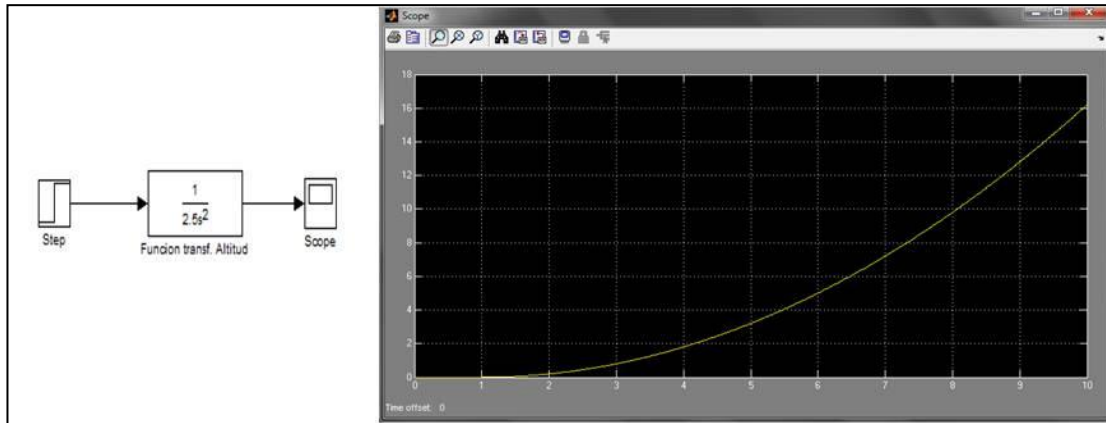
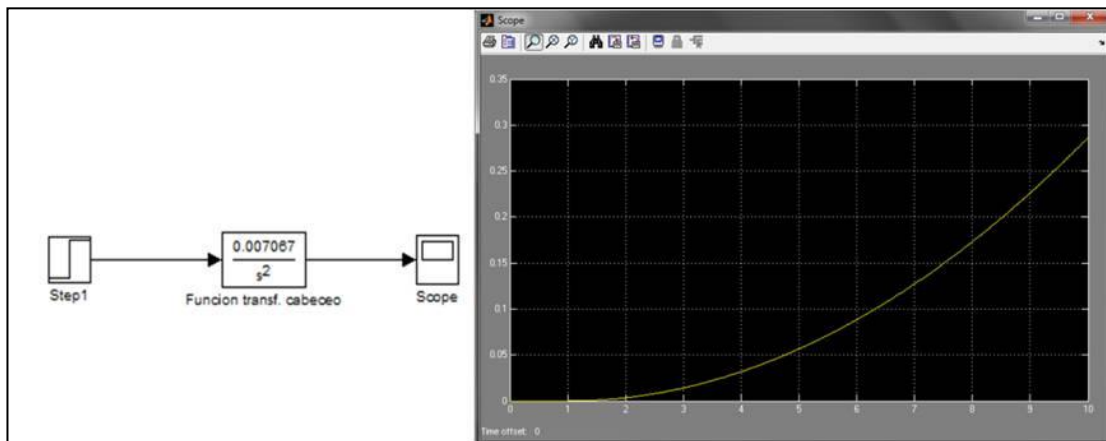


Figura 96. Comportamiento de la planta de cabeceo en lazo abierto



Como se puede observar en los dos casos, el sistema es inestable ya que no llegará nunca a un punto de referencia. Debido a esto se implementa el uso de un controlador PID en cada caso para así estabilizar el sistema. Para todas las simulaciones realizadas en este trabajo se usa una función del tipo escalón unitario que representa una señal de entrada que enciende en un determinado tiempo y sigue encendida indefinidamente. Esta señal arroja

dos valores, 0 o 1, de los cuales el segundo será el objetivo para la estabilización del sistema.

6.2. IMPLEMENTACION DE TECNICA FILTRO PID

6.2.1. Características generales

Un controlador PID es un sistema de retroalimentación que genera una señal de control a una respuesta óptima. Los miembros de la familia de controladores PID, incluyen tres acciones: proporcional (P), integral (I) y derivativa (D). Estos controladores son los denominados P, PI, PD y PID. (ref. [24])

Dónde:

1. **P:** acción de control proporcional, da una salida del controlador que es proporcional al error, es decir: $u(t) = Kp.e(t)$, descrita desde su función de transferencia queda:

$$Cp(s) = Kp \quad (86)$$

Dónde Kp es una ganancia proporcional ajustable. Usando solamente este término se tiene error de estado estacionario en todos los casos a excepción de sistemas con entrada igual a cero.

2. **I:** acción de control integral: da al sistema una señal de control que corresponde a la suma del error previo. La suma del error continua hasta

que la variable de salida iguale al valor deseado, lo que resulta en cero errores de estado estacionario para referencias estables.

Ref. [24]: <http://www.eng.newcastle.edu.au/~jhb519/teaching/caut1/Apuntes/PID.pdf>

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau, \quad C_{(I)}(s) = \left(\frac{K_i}{s} \right) \quad (87)$$

La señal de control $u(t)$ tiene un valor diferente de cero cuando la señal de error $e(t)$ es cero. Por lo que se concluye que dada una referencia constante, o perturbaciones, el error en régimen permanente es cero. Usando solamente el termino I el sistema responde muy lentamente y usualmente con oscilación.

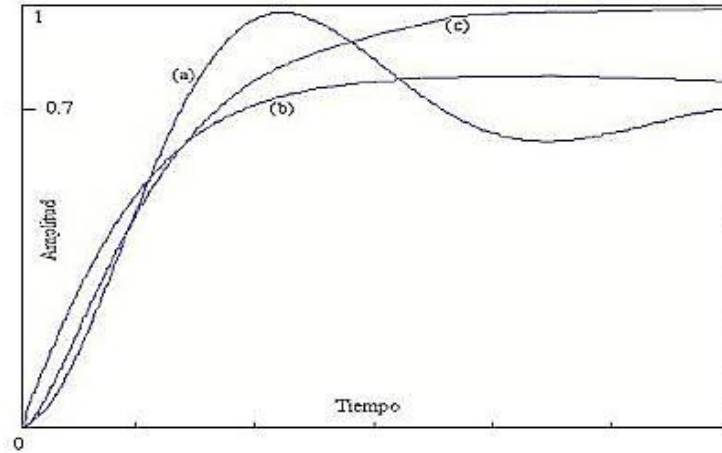
3. **D:** acción de control derivativa: da al sistema una señal de control dependiente de la tasa de cambio del error. Un cambio rápido del error dará como resultado un aumento en la contribución del término derivativo. Esto mejora la respuesta a cambios repentinos en el estado del sistema o en la referencia, lo cual se traduce en respuestas más rápidas que con control P o PI. Un valor muy grande de D usualmente desestabiliza el sistema y dado que incrementa la sensibilidad al ruido. Su función temporal es:

$$u(t) = K_d \frac{de}{dt} \quad (88)$$

Usando todos los términos juntos, el PID usualmente tiene el mejor desempeño. En la Figura 97 se muestra el tiempo de respuesta de los sistemas (a) Control P, (b) Control PI y (c) Control PID.

Donde el control PI supera al P eliminando el error de estado estacionario, y el PID supera al PI con una respuesta más rápida y sin sobre-pico.

Figura 97. Comparación del tiempo de respuesta entre el control P, PI y PID.



Fuente: http://1.bp.blogspot.com/_Hkf1Ma_fPE/R2BuZ77vBI/AAAAAAAAAIU/YYcStloXbdM/s400/Dibujo4.JPG

Implementando el controlador PID en lazo cerrado para las plantas de altitud y cabeceo sin sintonizar, se observa en las Figuras 98 y 99:

Figura 98. Retroalimentación con control PID sin sintonizar para la planta de altitud.

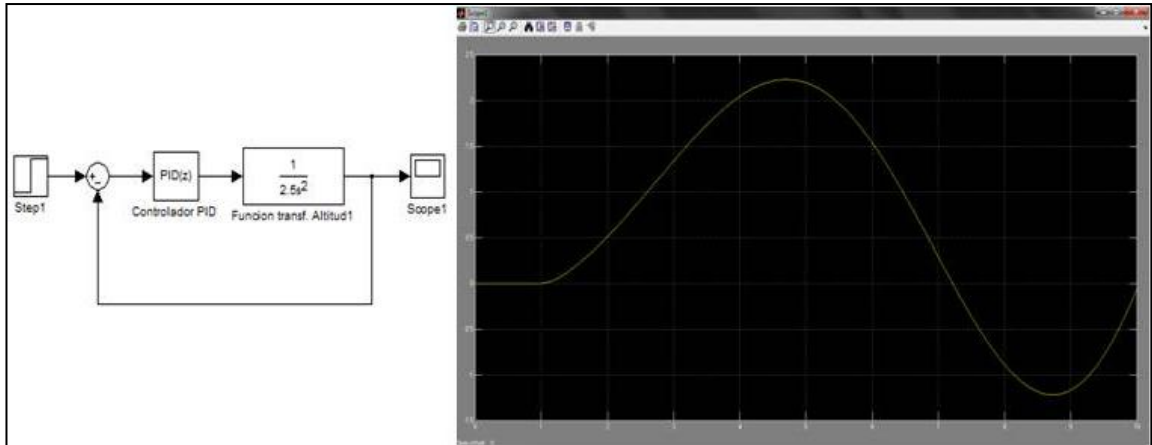
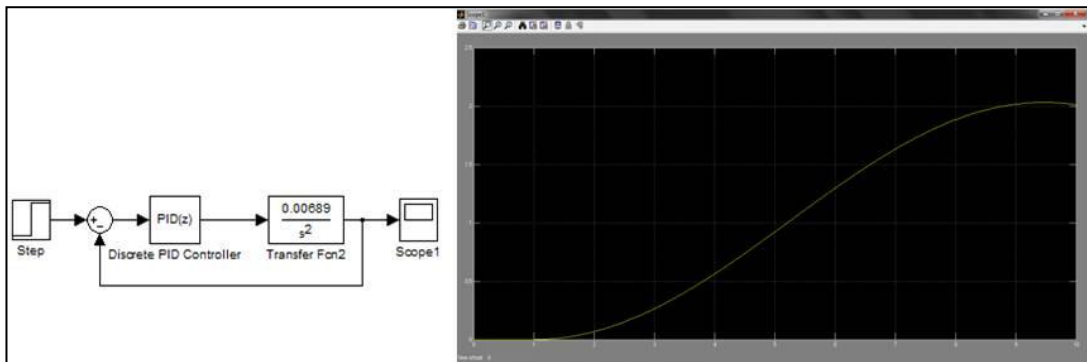


Figura 99. Retroalimentación con PID sin sintonizar para la planta de movimiento de cabeceo.



Como se observa en estas figuras, el comportamiento de las plantas es muy inestable ya que no se cuenta con una óptima sintonización o ajuste de las ganancias del controlador PID.

6.2.2. Sintonización del sistema de control

La determinación de K_p , K_i y K_d o sintonización, es determinada por el ajuste del controlador hasta alcanzar el asentamiento deseado y el sobreimpulso de la señal de respuesta. En la Tabla 29 muestran algunos de los métodos empleados para sintonizar el controlador.

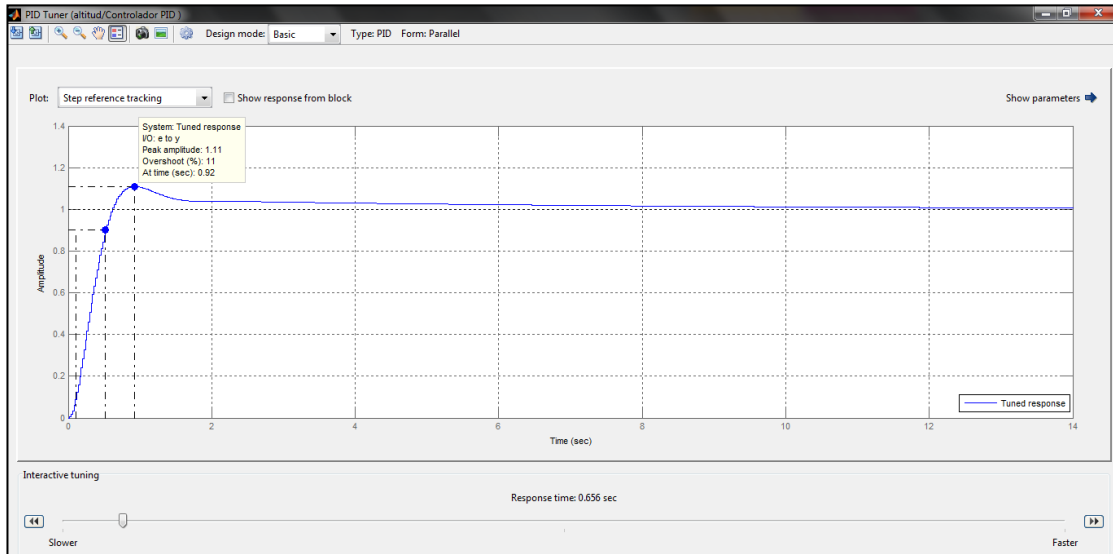
Tabla 29. Métodos usados para la sintonización de un controlador PID.

Sintonización manual	Ki y Kd se ponen a cero, y Kp se cambia hasta que las oscilaciones aumenten. A partir de ahí, se establece en la mitad de ese valor. Ki se incrementa para reducir el tiempo de establecimiento sin causar inestabilidad. Finalmente, Kd se incrementa hasta que el exceso se reduce al mínimo sin amortiguación sobre el sistema.	Ventaja: Se puede cambiar sobre la marcha, sin cálculo requerido. Desventaja: No es tan precisa como otros métodos, la experiencia necesaria para evitar el error.																
1er Método Ziegler-Nichols	Implica el estudio de la respuesta de una planta a una entrada escalón unitario. Si la respuesta es una curva en forma de S, el tiempo de retardo y constante de tiempo, es determinada por una línea tangente en el punto de inflexión de la curva en S La función de transferencia es igual a : $\frac{C(s)}{U(s)} = \frac{Ke^{-Ls}}{Ts + 1}$ Los valores para Kp, Ti y Td son determinados como: <table><tr><td>Tipo de control</td><td>Kp</td><td>Ti</td><td>Td</td></tr><tr><td>p</td><td>T/L</td><td>∞</td><td>0</td></tr><tr><td>pi</td><td>0.9 T/L</td><td>L/0.3</td><td>0</td></tr><tr><td>pid</td><td>1.2 T/L</td><td>2L</td><td>0.5 L</td></tr></table>	Tipo de control	Kp	Ti	Td	p	T/L	∞	0	pi	0.9 T/L	L/0.3	0	pid	1.2 T/L	2L	0.5 L	Ventaja: Se puede cambiar cuando está en marcha y es más precisa que la sintonización manual. Desventaja: Es difícil exactamente establecer el aumento crítico.
Tipo de control	Kp	Ti	Td															
p	T/L	∞	0															
pi	0.9 T/L	L/0.3	0															
pid	1.2 T/L	2L	0.5 L															

2do método de Ziegler-Nichols	Se completa mediante el establecimiento de $Ti = \infty$ y $Td = 0$ en un sistema de lazo cerrado con un controlador proporcional Kp y aumentando a Kcr . Donde la salida Kcr consistiría en oscilaciones sostenidas. Kp , Ti y Td se determina utilizando				Ventaja: Más preciso que la sintonización manual.																
	<table><tr><td>Tipo de control</td><td>Kp</td><td>Ti</td><td>Td</td></tr><tr><td>P</td><td>$0.5 Kcr$</td><td>∞</td><td>0</td></tr><tr><td>PI</td><td>$0.45 Kcr$</td><td>$1/1.2 Pcr$</td><td>0</td></tr><tr><td>PID</td><td>$0.6 Kcr$</td><td>$0.5 Pcr$</td><td>$0.125 Pcr$</td></tr></table>				Tipo de control	Kp	Ti	Td	P	$0.5 Kcr$	∞	0	PI	$0.45 Kcr$	$1/1.2 Pcr$	0	PID	$0.6 Kcr$	$0.5 Pcr$	$0.125 Pcr$	Desventaja: Puede haber dificultad determinar Kcr .
	Tipo de control	Kp	Ti	Td																	
	P	$0.5 Kcr$	∞	0																	
	PI	$0.45 Kcr$	$1/1.2 Pcr$	0																	
PID	$0.6 Kcr$	$0.5 Pcr$	$0.125 Pcr$																		

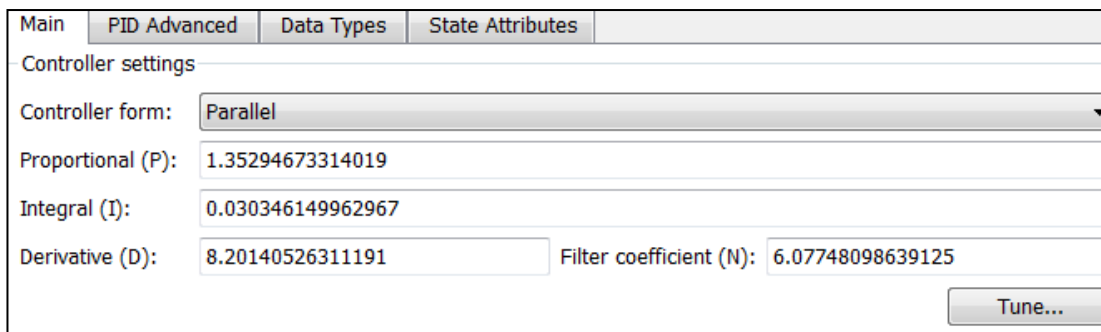
Para este modelo se usa una herramienta de auto-sintonización que contiene *Matlab* llamada Tune en el bloque PID discrete. Realizando esta operación que determina automáticamente las ganancias, se cuenta con la posibilidad de variar el tiempo de respuesta a la que el sistema se estabiliza. En la Figura 100 se observa la aplicación de la auto-sintonización para la planta de altitud.

Figura 100. Respuesta de la auto-sintonización de la planta altitud



Para un tiempo de muestreo de 0.02 segundos; se tiene una respuesta de control de 0.92 s con la posibilidad de disminuir este tiempo con otra herramienta que cuenta el programa. De esa manera se presenta en la Figura 101 las ganancias que arroja la auto-sintonización.

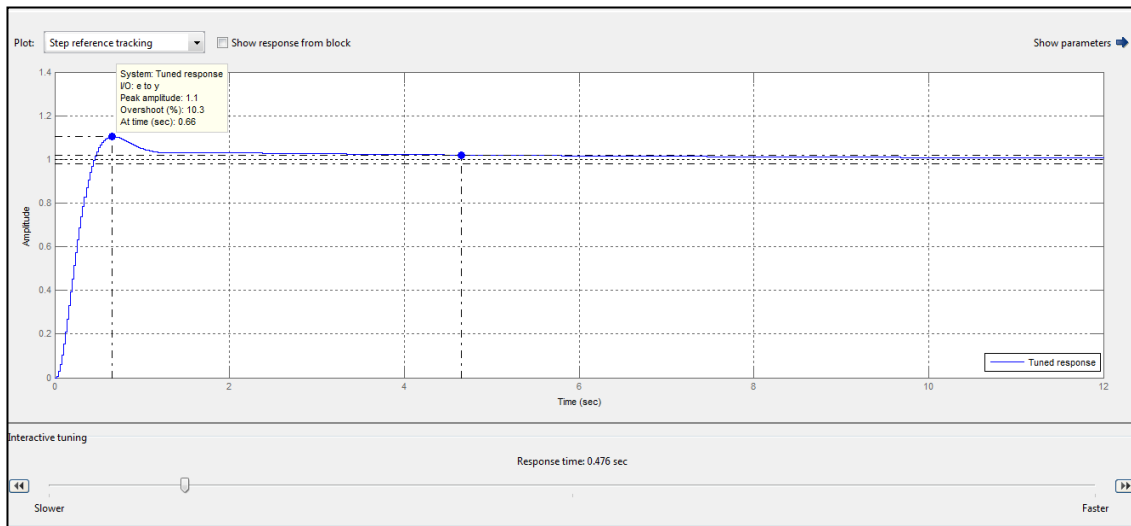
Figura 101. Ganancias de la auto-sintonización de planta altitud en Matlab.



Luego se realiza la misma operación para la planta de cabeceo, pudiendo comprobar que el control PID es suficiente para lograr la estabilidad de este

tipo de vehículos. En la Figura 102 se observa el comportamiento del control auto-sintonizado.

Figura 102. Respuesta de la auto-sintonización de la planta de cabeceo.



Para un tiempo de muestreo de 0.02 segundos; se tiene una respuesta de control de 0.66 s. logrando un adecuado tiempo para el control de la inclinación del vehículo.

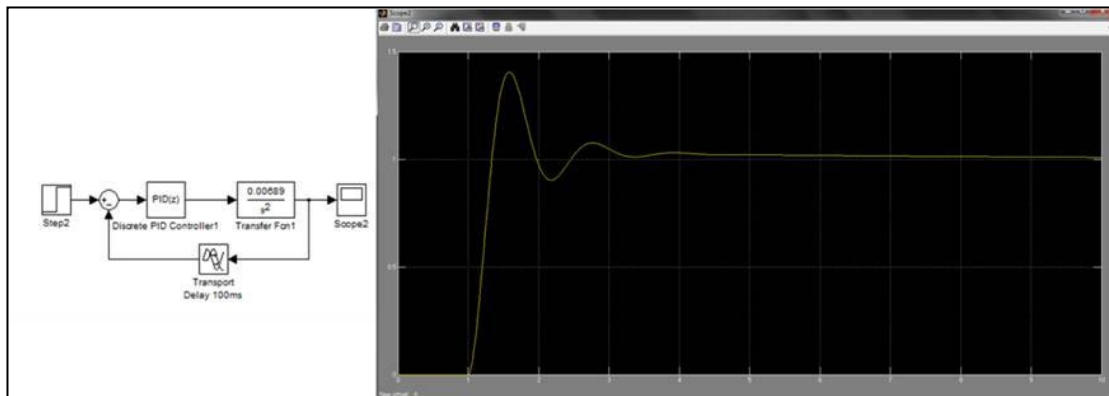
La Figura 103 muestra las ganancias para esta respuesta.

Figura 103. Ganancias de la autosintonización de planta de cabeceo en Matlab.

Main	PID Advanced	Data Types	State Attributes
Controller settings			
Controller form: Parallel			
Proportional (P): 116.95491480536			
Integral (I): 3.41861439361266			
Derivative (D): 661.118676244389			
Filter coefficient (N): 8.20181110793983			
Tune...			

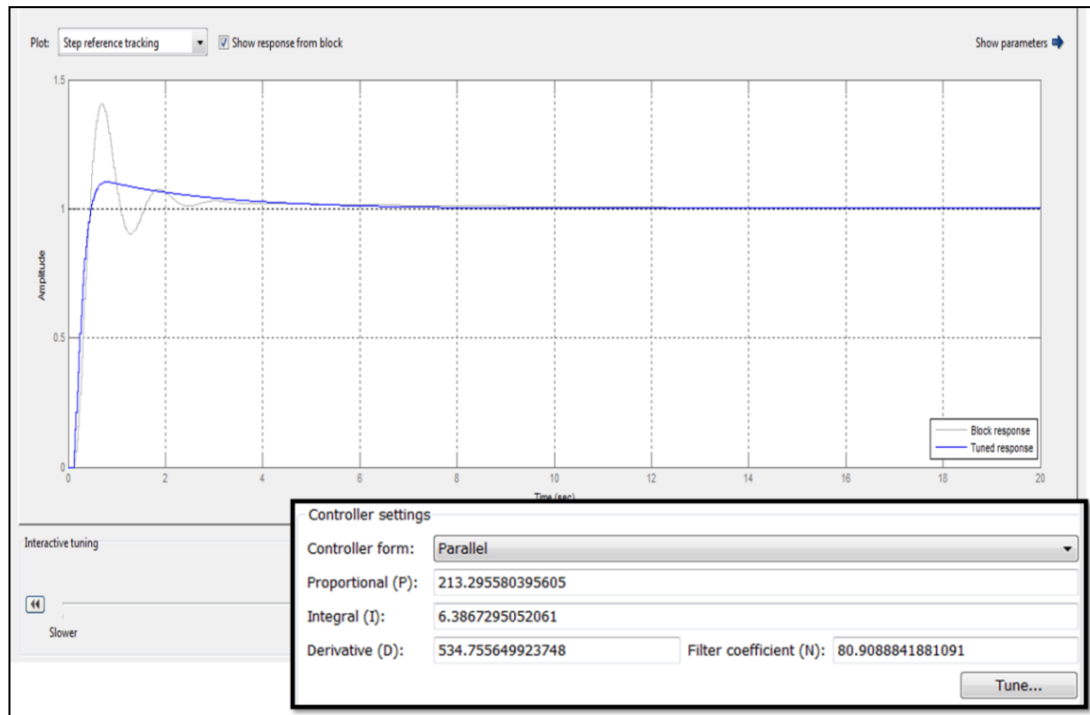
En los casos anteriores la planta y controlador son modelados de forma ideal, pero para simular el comportamiento de la respuesta como si se estuviese en la realidad; se agrega un factor de error al sensor que hace la realimentación utilizando el bloque Transport Delay. Se realiza la prueba con un error de retraso de 100ms solo para la planta de movimiento de cabeceo para ver cuánto afecta el error de medición en el comportamiento de la respuesta. La Figura 104 corresponde a los resultados de esta simulación.

Figura 104. Simulación de la respuesta de control con retraso en el sensor de 100ms.



Se puede observar en el tiempo de 1.5 s como el error proporciona picos de inestabilidad. En este caso el control logra estabilizarse en un tiempo de 3.5 s; entendiendo que los errores en la medición afectan enormemente en el tiempo de respuesta y control de los sistemas. Aplicando un cambio en las ganancias para este nuevo tipo de error se obtiene (Figura 105):

Figura 105. Respuesta con auto-sintonización de la planta a un error de 100ms



De estos resultados se deduce que los sistemas se pueden mejorar siempre y cuando se obtenga un adecuado ajuste de las ganancias, que son las encargadas de optimizar el error que permitirá una adecuada respuesta. En este caso se mejora la respuesta con la eliminación de sobre-impulsos indeseados.

Por medio de la implementación de esta herramienta computacional, se logra tener una visión más clara acerca del sistema de control que se requiere para este tipo de sistema.

Consecuente con los resultados obtenidos, se tomó la decisión de implementar para este proyecto el filtro PID como controlador de inclinación

de los principales movimientos del Quadrotor (alabeo, cabeceo y guiñada), así como su control de altitud.

6.3. ALGORITMO DEL SISTEMA DE CONTROL

En esta sección se realizará una descripción general del algoritmo que se ejecutará en la tarjeta de control Arduino UNO. En primer lugar se especificará la arquitectura del algoritmo detallando los módulos que la componen.

6.3.1. Arquitectura del algoritmo

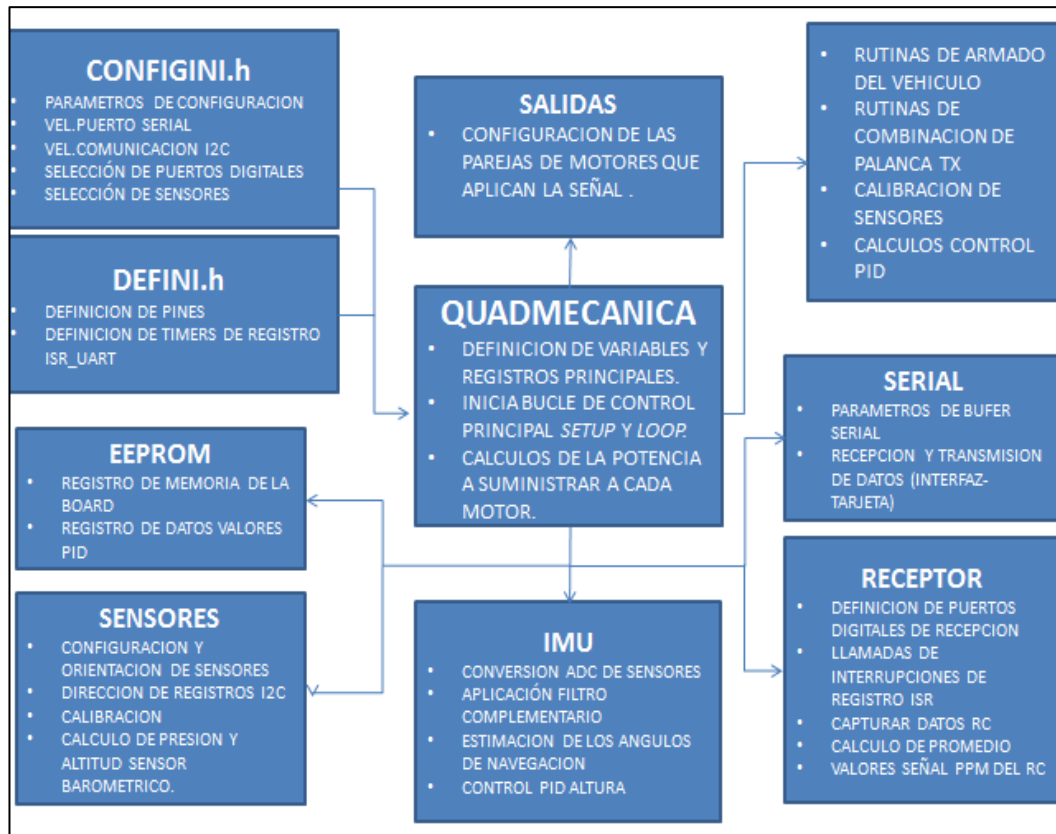
Debido a que Arduino es basado en C++, se debe seguir una sintaxis básica para la organización del lenguaje de programación como declarar librerías que incluyan funciones propias; declarar variables como registros, constantes, pines, etc., lo cual determina el tipo de datos a trabajar. Además de iniciar la comunicación serial que es requerida para la transmisión de datos entre la tarjeta y la computadora.

La arquitectura del algoritmo tiene la estructura general de un programa desplegable en la plataforma Arduino. Contando con dos procedimientos de entrada que son llamados automáticamente por el planificador del Framework de Arduino.

El primer procedimiento es el *setup ()* que es llamado solo una vez y realiza las llamadas de los módulos, inicializando los registros y variables de cada uno. El otro procedimiento es el *loop ()* que es llamado para controlar los

ciclos de ejecución de cada módulo y gestionar adecuadamente los recursos cíclicamente. A partir de esto, el código es estructurado por módulos como se despliega en la Figura 106.

Figura 106. Arquitectura del algoritmo de control.



El programa está basado de una arquitectura por interrupciones, las cuales son rupturas del flujo del programa principal para la ejecución de una subrutina de interrupción.

Cuando se produce una interrupción, el programa principal detiene su ejecución para atender a la subrutina de interrupción, y una vez atendida continua con el programa principal desde el mismo punto en el que fue

interrumpido. La idea básica de las interrupciones es la de quitar carga de trabajo al procesador para que pueda realizar otros procesos. Para realizar las interrupción se utilizan la función *void{}* donde se define el tipo de rutina a implementar; ya que existen diferentes tipos de interrupciones, que para este caso se utilizarán interrupciones por desbordamiento del Timer.

Arduino cuenta con temporizadores de 8 a 16 bits gracias a que cuenta con un reloj que funciona a una velocidad de 16Mhz que se incrementan a intervalos de tiempo específicos en su valor máximo de 65535 que significará el tiempo de desborde, llevando al programa a ejecutar una función llamada ISR (Interrupt Service Routine), que atiende la interrupción. El programa entra en un ciclo infinito, realizando las operaciones pertinentes del mismo modo que se inician los Timer's y cuando se desborda realiza una llamada a la función ISR donde encuentra las actividades que atienden la actualización de variables de los sensores, algoritmo de control y actualización de datos de salida en los actuadores; regresando de nuevo donde se encontraba inicialmente hasta que se active una nueva interrupción.

Los principales módulos del programa son:

1. **Módulo QUADMECANICA:** En este módulo se definen las variables principales del control ya que es el encargado de recibir todos los datos de los demás módulos y de procesar las variables de la estabilización y calcular la potencia (señal PWM) a cada uno de los motores. En la Figura 107 se ve el despliegue de este módulo en el Framework de Arduino.

Figura 107. Entorno del Framework de Arduino.



```
/*
Escrito por Alexandre Dubus, modificado por RARV
Marzo 2012 V2.0
Este programa es software libre: Ud. puede redistribuirlo y/o modificarlo
bajo el termino de la GNU licencia publica general como es publicado en la
fundacion libre de software, tambien la version 3 de la licencia, o alguna
version futura. ver <http://www.gnu.org/licenses/>
*/
#include "CONFIGINI.h"
#include "DEFINI.h"
#include <avr/pgmspace.h>
#define VERSION 20

/***** RC alias *****/
#define ALABEO 0
#define CABECEO 1
#define GUINADA 2
#define ACELERADOR 3
#define AUX1 4
#define AUX2 5

#define PIDALT 3
#define PIDVEL 4
#define PIDNIVEL 5
#define PIDMAG 6

#define CASILLA_ACEL 0
#define CASILLA_BARO 1
```

Las entradas del controlador PID las forman los tres ángulos calculados por el módulo IMU, mientras que las salidas son las señales PWM que comandan a cada uno de los motores. Para cada eje se tiene una única entrada, que es el ángulo calculado por el módulo IMU, y cuatro salidas correspondientes a las señales PWM de los motores.

La señal de salida a suministrar a los cuatro motores para provocar un cambio en un eje, se simplifica a un único valor que representa un diferencial de potencia entre dos parejas de motores. De esta manera, cuando se calcula un ángulo real (calculado por el módulo IMU) en un eje concreto, y teniendo en cuenta el ángulo de referencia que sería 0 grados, se puede calcular el error absoluto entre ambos (que sería su diferencia).

Dicho error es la entrada al controlador, mientras que la salida representaría el empuje necesario de los motores eliminando dicho error en forma de diferencia de potencia entre dos pares de motores.

2. **Módulo Sensores:** En este módulo se realizan las lecturas del acelerómetro de 3 ejes, el giróscopo de 3 ejes, el magnetómetro y el barómetro. La comunicación entre los sensores es por medio del bus I2C (el funcionamiento de comunicación I2C se resume en el anexo B). Las direcciones de registro son asignadas según especificación de cada sensor. En este caso las salidas de los sensores se envían al módulo IMU donde son filtradas y convertidas en valores netos de alabeo, cabeceo y guiñada.
3. **Módulo IMU:** En este módulo se fusionan los datos obtenidos de los sensores que forman la unidad inercial del vehículo (IMU); a través de la aplicación del filtro un complementario, utilizando los valores de los vectores de inercia del acelerómetro como dato principal y combinando los datos de las velocidades angulares del giróscopo, realizando la corrección de los vectores unitarios de las coordenadas del vehículo, utilizando matrices de cosenos directores con el fin de normalizarlos y mantener la ortogonalidad de los mismos. Dicho cálculo se especifica más a fondo en el anexo C.
4. **Módulo Receptor:** Este módulo es el encargado de recibir las salidas PPM del receptor comandas por el transmisor. Dichas lecturas se realizan a través del uso de Timer's, para poder obtener todos los canales del radiocontrol. Se utiliza el Timer (PCINT) en modo de captura para

procesar la información cada vez que exista un flanco de subida en la señal que indica el final del ciclo de trabajo. Por cada flanco comprobamos si fue el inicio del marco o si fue el ciclo de trabajo de alguna de las señales. De esta forma podemos conocer los valores de todos los canales.

5. **Módulo Salidas:** Cuando se obtiene la salida del controlador que se traduce a la aplicación de una potencia determinada a cada pareja de motores; se logra un giro en el sentido inverso al movimiento. Es en este módulo donde se configura las parejas que aplicarán la señal de salida o factor de corrección por medio del sentido de giro que lo determina el signo de dicho factor, como se puede observar en la Figura 108 que representan líneas del código propuesto.

Figura 108. Configuración del sentido de giro de las salidas.

```
motor[0] = PIDMIX( 0,+1,-1); //Posterior  
motor[1] = PIDMIX(-1, 0,+1); //Derecho  
motor[2] = PIDMIX(+1, 0,+1); //Izquierdo  
motor[3] = PIDMIX( 0,-1,-1); //Frontal
```

6. **Interfaz Gráfica:** Se encarga de monitorizar los datos que envía el vehículo y enviar comandos hacia el vehículo, tales como parámetros de los diferentes PID's utilizados, así como los comandos que dirigen al vehículo, movimientos principales como cabeceo, alabeo y rumbo. Además permite la visualización de dicha información en tiempo real. En el anexo D se cuenta con una guía para el uso de dicha interfaz.

6.3.2. Arquitectura del Software Grafico

El entorno de desarrollo implementado es Processing; donde se utiliza lenguaje de programación Java. Processing cuenta con un API (Application Programming Interface) de gráficos 2D/3D, llamado *OpenGL*¹ y librerías como *ControlP5* que facilita el uso de botones, barras y otros componentes gráficos.

Los componentes gráficos son gestionados básicamente por dos métodos como *setup ()* y *draw ()* que reciben los datos actualizados (integer, float, etc.).

¹ **OpenGL** (Open Graphics Library) <http://www.opengl.org>

7. PROCESOS DE MANUFACTURA

En este capítulo se hace una detallada explicación de los criterios técnicos que se tuvieron en cuenta para la selección de cada una de las materias primas e insumos empleados en todas las etapas de fabricación de los componentes de la estructura del Quadrotor; así como la caracterización de algunas de sus propiedades físicas, químicas y mecánicas más importantes.

De igual manera, se explica paso a paso cada uno de los procesos de manufactura que fueron necesarios efectuar para la obtención del producto final, desde el modelamiento tridimensional hasta la fabricación de moldes y componentes estructurales:

7.1. SELECCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE MATERIAS PRIMAS E INSUMOS

Las materias primas e insumos empleados para la fabricación de los componentes estructurales del Quadrotor adquiridos en el mercado local y regional, se seleccionaron y clasificaron según la etapa en la cual se encontraba el proceso de manufactura, de la siguiente manera:

7.1.1. Materiales empleados para la fabricación de moldes

El primer proceso de manufactura que consistió en la realización de los moldes preliminares que se utilizaron como matriz para la posterior fabricación de los contra-moldes de las piezas del Quadrotor, fueron empleados los siguientes materiales:

1. **Madera:** Con el propósito de realizar el procedimiento de moldeado inicial de las piezas estructurales del Quadrotor a través de la técnica escogida de una forma sencilla, económica y eficaz, fue seleccionada y empleada madera de cedro dado presenta una excelente estabilidad dimensional y buenas propiedades mecánicas requeridas para este trabajo de elaboración de formas y contornos. Para ejecutar esta tarea se cortaron y adecuaron dos (2) bloques rectangulares y dos (2) bloques cuadrados de madera de cedro que correspondían a los brazos y fuselaje del Quadrotor.

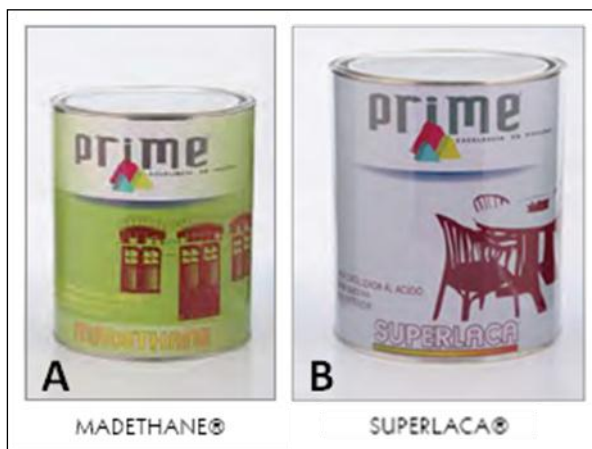
2. **Lijas:** Debido a que en el proceso de moldeado la superficie de los moldes de madera presentan un acabado basto, se hace necesario el empleo de varios tipos de lijas, las cuales fueron seleccionadas según el tamaño de grano, tal como se puede observar en la Tabla 30:

Tabla 30. Tipos de lija y acabado superficial proporcionado

TIPO DE LIJA	ACABADO SUPERFICIAL
120	Medio
240	Fino
400	Muy Fino

3. **Sellador Poliuretano:** Con el fin de acondicionar la superficie de los moldes de madera para el trabajo de conformado de los contra-moldes en fibra de vidrio, se hizo necesario sellar los poros para obtener un acabado terso y uniforme. Para esto, fue seleccionado el producto MADETHANE® desarrollado por pinturas Prime, el cual se puede observar en la Figura 109A.

Figura 109. Sellador y laca poliuretano



Fuente: <http://www.madecentro.com/modulos/Productos>

Este sellador poliuretano fue seleccionado debido a su fácil manejo, alta resistencia y óptimo acabado, permitiendo una buena lijabilidad de los moldes.

- 4. Laca de Poliuretano:** Una vez ejecutado el procedimiento de sellado de poros en la madera, se procedió a aplicarle varias capas de laca poliuretano en los moldes con el propósito de proteger y proporcionar una superficie suave que permita un buen acabado en los contra-moldes. El producto seleccionado y empleado fue SUPERLACA® de pinturas Prime, similar al mostrado en la Figura 109B.

Entre las características técnicas de este producto que se tuvieron en cuenta para su selección y empleo se pueden citar su alto rendimiento, buena dureza y excelente resistencia al rayado, impacto y abrasión.

7.1.2. Materiales empleados para la fabricación de contra-moldes

Durante el proceso de fabricación de los contra-moldes se requirió el empleo de los siguientes materiales:

1. **Lámina en fibra de vidrio:** La lámina en fibra de vidrio tipo MAT 300, mostrada en la Figura 110, fue seleccionada para la realización del segundo proceso de manufactura, el cual consistió en la fabricación los contra-moldes. Este material está compuesto por múltiples y pequeñas fibras de vidrio de 50 mm de longitud dispuestas omnidireccionalmente, lo que facilita su disposición alrededor del molde de madera, permitiendo obtener la forma o contorno deseado de la pieza. Este producto fue adquirido en la tienda Ingequímica, especializada en la venta de fibras, resinas y químicos, localizada en la ciudad de Bucaramanga.

Figura 110. Lámina en fibra de vidrio



Los hilos en fibra de vidrio que están unidos entre sí por medio de una emulsión soluble en estireno, presentan una óptima compatibilidad con todo tipo de resinas poliéster, además es fácil de trabajar y permite una buena supresión de burbujas durante la aplicación de la emulsión. La ficha técnica de la lámina adquirida se presenta en la Tabla 31.

Tabla 31. Ficha técnica de la fibra de vidrio

NOMBRE COMERCIAL	Lámina de Fibra de Vidrio MAT 300
DISTRIBUIDOR	INGEQUIMICA
COMPOSICION	Sílice, Carbonato de Calcio.
PESO	300 g/m ²
DIMENSIONES	1,25 m x 1,00 m
TRATAMIENTO	Impregnación con resina (poliéster, viniléster o epóxica), laminación manual en molde abierto.
RIESGOS	Las fibras de vidrio causan comezón o picazón, se recomienda emplear gafas protectoras, tapabocas y guantes para su manipulación.
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías.

2. Cera desmoldante: La superficie del molde en madera debe ser acondicionada para permitir la fácil separación del contra-molde de fibra de vidrio. Para la realización de esta tarea fue seleccionado un producto desmoldante sólido constituido por una cera marca Glas, adquirida en la empresa Sumiglas S.A. localizada en la ciudad de Medellín, Colombia.

Esta cera desmoldante carnauba (De origen natural) es de fácil aplicación y seca rápidamente sobre las superficies tratadas, produciendo una fina y efectiva capa que permite el desmolde entre las piezas. Se puede trabajar sobre todo tipo de materiales, tanto plásticos como materiales compuestos. En la Tabla 32 se detalla la ficha técnica de este producto.

Tabla 32. Ficha técnica de la cera desmoldante

NOMBRE COMERCIAL	Cera desmoldante Marca Glas
PRODUCTOR	SUMIGLAS S.A.
CARACTERISTICAS	Proporciona un excelente brillo, fácil aplicación, menor acumulación de cera en el molde.
RELACION DE MEZCLA	Cera: 100%
SECADO	Tiempo de secado 5 a 10 minutos.
RIESGOS	Producto inflamable, puede producir irritación en la piel.

3. Alcohol polivinílico (PVA): Para complementar el efecto anti-adherente de la cera y asegurar una efectiva separación entre el molde de madera y el contra-molde de fibra de vidrio, se utilizó paralelamente otro material desmoldante de tipo líquido denominado Alcohol polivinílico, el cual es una solución hidro-alcohólica de resina vinílica al 9%, de baja viscosidad, incoloro, inodoro y soluble en agua, similar al producto mostrado en la Figura 111.

Figura 111. Alcohol polivinílico.



Fuente: <http://tienda.resineco.com/es/PF00029>

La capa de alcohol polivinílico debe ser aplicada uniformemente sobre toda la superficie del molde expuesta a la resina y cuando se seca, se presenta la formación de una fina película que no permite la adherencia de la emulsión.

Al ser líquido este producto desmoldante, concede un mejor acceso a sitios en la geometría del molde donde la cera presenta mayor inconveniente para su aplicación. La ficha técnica de este polímero sintético puede ver en la Tabla 33.

Tabla 33. Ficha técnica del alcohol polivinílico

NOMBRE COMERCIAL	Alcohol Polivinílico
DISTRIBUIDOR	INGEQUIMICA
CARACTERISTICAS	Posee excelentes propiedades para formar películas. Resistente a grasas, aceites y disolventes. Incoloro e inodoro. Presenta alta resistencia y flexibilidad.
RELACION DE MEZCLA	Alcohol polivinílico: 100%
SECADO	El tiempo de secado varía según la humedad y temperatura ambiente., (30 min – 60 min).
RIESGOS	No Tóxico
IMPACTO AMBIENTAL	Producto 100% biodegradable. Se disuelve en soluciones acuosas.

4. Resina de Poliéster: Para efectuar la correcta impregnación líquida que permite el edurecimiento de la fibra de vidrio fue seleccionada la resina de poliéster marca CRISTALAN ® Referencia 856, producida por Andercol S.A., empleada en trabajos de uso general, que se puede observar en la Figura 112.

Figura 112. Resina poliéster CRISTALAN ® Referencia 856



Esta es una resina rígida, de tipo ortoftálica (Contiene anhídrido oftálico y anhídrido maleico, compuestos orgánicos donde sus constituyentes se ubican en posición orto), pre-acelerada con Octoato de Cobalto y de alta viscosidad es empleada en tareas de laminación de productos que requieran baja exigencia en su resistencia mecánica y química.

La solubilidad de esta sustancia es altamente compatible con la fibra de vidrio, talcos minerales y pigmentos artificiales, presentando como característica fundamental que pasa rápidamente del estado líquido al sólido a través de una reacción química provocada por la acción de un agente catalizador. A mayor cantidad de este compuesto la mezcla de resina secará más rápido pero sus propiedades mecánicas se degradarán, pudiendo incluso agrietarse; mientras una cantidad menor de catalizador permitirá un secado más lento, pero la resina será más resistente. En la Tabla 34 se describe la ficha técnica del producto seleccionado.

Tabla 34. Ficha técnica de la resina poliéster

NOMBRE COMERCIAL	Resina Poliéster Cristalán Referencia 856
PRODUCTOR	ANDERCOL S.A.
COMPONENTES	Resina Poliéster: 98% Naftenato de Cobalto: 2%
RELACION DE MEZCLA	Resina: 98% Estireno: La proporción depende de la viscosidad deseada Peróxido: 1% - 2%
ENDURECIMIENTO	Los tiempos de endurecimiento dependen de la proporción de los agentes acelerantes (Cobalto-MEK) y la temperatura ambiente. No debe utilizarse a temperaturas inferiores a 15°C.
RIESGOS	Tanto el líquido como sus vapores son inflamables, nocivos si son ingeridos, inhalados o absorbidos a través de la piel o mucosas. Produce irritación en la piel, ojos y tracto respiratorio. Afecta el sistema nervioso central, hígado y sistema reproductivo.
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías. Su uso debe ser racionalizado.

- 5. Gel Coat:** El Gel Coat es un recubrimiento de protección aplicado en las piezas de fibra de vidrio que demanden una alta resistencia al agua y agentes atmosféricos. Está hecho a partir de resinas de poliéster, talcos minerales y pigmentos de color. Este producto debe cumplir con las exigencias químicas y mecánicas que requiera la pieza final, lo cual está relacionado con el tipo de resina poliéster empleada como base, así como de los elementos adicionales de la mezcla.

La mezcla de Gel Coat aplicada en la cara interna del contra-molde, fue realizada de manera casera, utilizando componentes que se adquirieron en el mercado local, aplicados en las proporciones adecuadas con el propósito de lograr un excelente acabado. En la Tabla 35 se describen sus características en la ficha técnica.

Tabla 35. Ficha técnica del Gel Coat

NOMBRE COMERCIAL	Gel Coat
PRODUCTOR	Autores
COMPONENTES	Resina Poliéster, Peróxido, Talco Mineral y Pigmento.
RELACION DE MEZCLA	Resina Poliéster: 50% Talco Mineral: 40% Pigmento: 8% Peróxido: 1% - 2%
ENDURECIMIENTO	El tiempo de endurecimiento depende de la proporción de acelerante (Cobalto) que contenga la resina, así como la proporción de MEK aplicado en la mezcla y la temperatura de trabajo. No debe utilizarse a temperaturas inferiores a 15°C.
RIESGOS	Tanto el líquido como sus vapores son inflamables, nocivos si son ingeridos, inhalados o absorbidos a través de la piel o mucosas. Produce irritación en la piel, ojos y tracto respiratorio. Afecta el sistema nervioso central, hígado y sistema reproductivo.
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías. Su uso debe ser racionalizado.

- 6. Catalizador:** Aunque la resina poliéster seleccionada estaba previamente activada con Cobalto, para dar inicio al proceso de endurecimiento de la mezcla se hizo necesario la adición de un compuesto catalizador, cuya acción genera una reacción química que aumenta la velocidad de secado.

La sustancia catalizadora seleccionada y empleada durante el proceso de fabricación de los contra-moldes en fibra de vidrio fue el peróxido de metiletilcetona o MEK, el cual es un polímero usado en aplicaciones generales donde las propiedades mecánicas y químicas de la mezcla no requieren alta exigencia. El producto utilizado se puede observar en la Figura 113.

Figura 113. Catalizador MEK



Una vez aplicado el catalizador, se produce una reacción exótermica, que debe ser controlada mediante la dosificación correcta del producto, ya que un aumento excesivo en la temperatura de la mezcla puede llegar a quemar la mezcla de resina o gelcoat, llegando incluso a presentarse fuego, por lo que se debe tener mucho cuidado con la cantidad empleada.

La proporción habitual de catalizador empleada a temperatura estándar ($\sim 25^{\circ}\text{C}$) es del 1,25% al 2% del peso de la mezcla de resina o gelcoat, pero se debe tener en cuenta los cambios de temperatura en el puesto de trabajo. En climas fríos el porcentaje de catalizador aplicado puede llegar a un 3% o 4% (30g/kg - 40g/kg) si las condiciones así lo exigen.

En la ficha técnica de la Tabla 36 se detallan las principales características del peróxido de metiletilcetona o MEK.

Tabla 36. Ficha técnica del peróxido de metiletilcetona

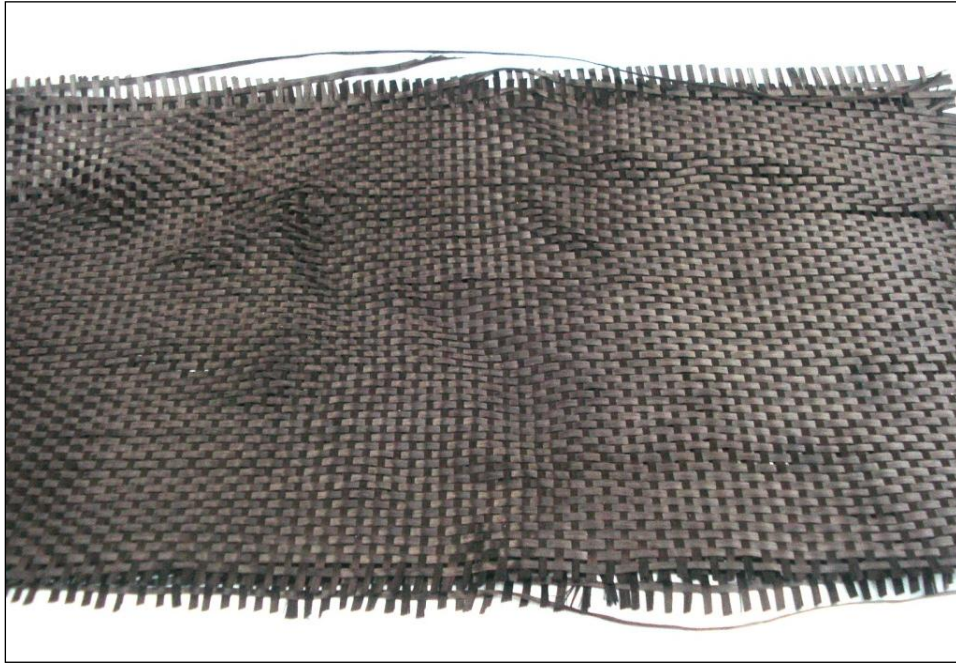
NOMBRE COMERCIAL	MEK
DISTRIBUIDOR	INGEQUIMICA
CARACTERISTICAS	Líquido de aspecto claro y olor fuerte.
RELACION DE MEZCLA	1,25% - 2% a 25°C 3% - 4% a 15°C
ENDURECIMIENTO	Endurecimiento a temperatura ambiente empleando Cobalto como agente acelerante.
RIESGOS	No debe ser mezclado directamente con el acelerante, ya que puede generar una explosión. Su inhalación produce dolor de cabeza, náuseas o mareos, alteración del sistema nervioso e irritación de las vías respiratorias
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías. Su uso debe ser racionalizado.

7.1.3. Materiales empleados para la fabricación de piezas estructurales

Durante este proceso de fabricación fueron requeridos las siguientes materias primas e insumos:

1. **Tela de Fibra de Carbono:** El material base seleccionado para la fabricación de las piezas estructurales fue tela en fibra de carbono, adquirida a la empresa Sumiglas S.A., mostrada en la Figura 114.

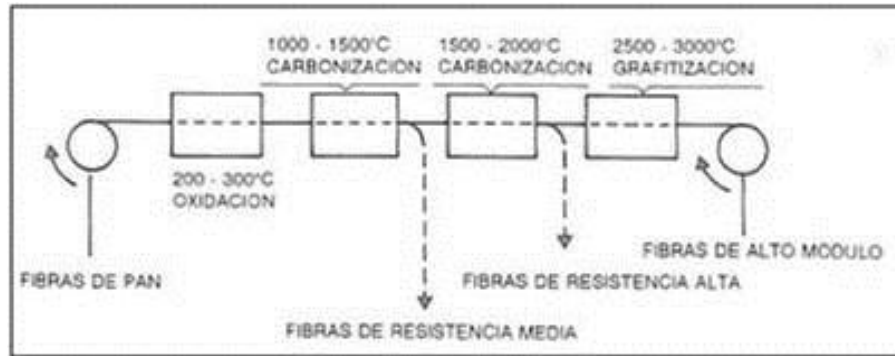
Figura 114. Tejido en fibra de carbono de 160 gr/m²



La fibra de carbono es empleada principalmente en la fabricación de elementos estructurales que requieran alta resistencia mecánica, peso ligero y elevada protección contra la corrosión y agentes externos, por lo que han experimentado un elevado auge en la industria aeroespacial y automotriz en donde han reemplazado paulatinamente a metales como aluminio.

La producción industrial de las fibras de carbono se logra a través de un proceso de descomposición térmica de un elemento precursor (PAN, Rayon y Pitch), el cual experimenta una serie de etapas de transformación que se encargan de conferirle determinadas propiedades mecánicas, (Figura 115).

Figura 115. Proceso de obtención de fibras de carbono

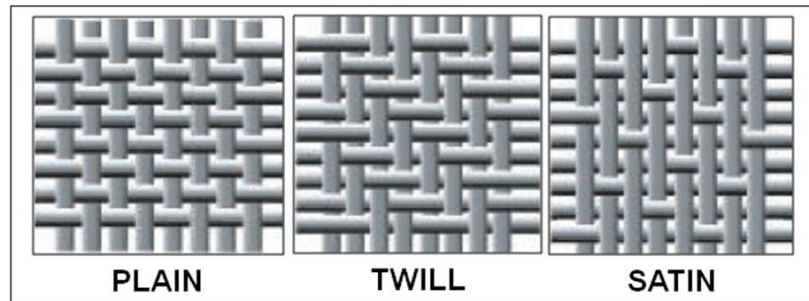


Fuente: <http://www.aireyespacio.com/2009/07/la-fibra-de-carbono.html>

- a) **Oxidación:** Las fibras de PAN (Poliacrilonitrilo) son estiradas y alargadas en un horno de oxidación a temperaturas de 200-300°C con lo cual obtienen la orientación molecular requerida para mejorar su estabilidad dimensional.
- b) **Carbonización:** Durante este proceso en las fibras que se calientan a temperaturas superiores a 1000°C bajo condiciones a atmósfera inerte, los átomos de hidrógeno y nitrógeno desaparecen, mientras que los anillos hexagonales de carbono puro se orientan a lo largo del hilo.
- c) **Grafitización:** En este proceso a mayor temperatura, los cristales de carbono aumentan su tamaño, mejorándose la orientación de los anillos en la fibra.

Terminado este proceso, se obtienen filamentos individuales de fibra de carbono que son entrelazados en grupos de 5000 y 12000 filamentos, conocidos con el nombre de Roving, los cuales se entrelazan formando diferentes tipos de tejidos, siendo los más importantes los que se pueden observar en la Figura 116.

Figura 116. Tipos de tejidos



Fuente: <http://www.metalactual.com>

- a) **Tejido Plano o Plain:** En este tipo de tejido cada hilo longitudinal y pasa por encima y debajo del hilo transversal, proporcionando buena estabilidad, evitando su distorsión dimensional.
- b) **Tejido Cruzado o Twill:** En este tejido el número de hilos longitudinales que pueden pasar sobre los transversales pueden variar, obteniéndose diferentes formas.
- c) **Tejido Satinado o Satín:** Tejido similar al cruzado, aunque el número de hilos longitudinales y transversales que pasan por encima y por debajo antes del entrelazado es mayor lo que hace que un lado tenga principalmente hilos longitudinales y el otro lado hilos transversales.

En la Tabla 37 se muestra la ficha técnica del tejido de fibra de carbono seleccionado para la fabricación de las piezas estructurales del Quadrotor.

Tabla 37. Ficha técnica del tejido en fibra de carbono

NOMBRE COMERCIAL	Tela de fibra de carbono
DISTRIBUIDOR	SUMIGLAS S.A.
COMPONENTES	Fibras entrelazadas de carbono
CLASIFICACION	HP (High Performance)
TIPO DE TEJIDO	Plain
CARACTERISTICAS	Alta resistencia mecánica, a la fatiga, a la corrosión, al ataque de agentes químicos y acción térmica, tenacidad, baja densidad, excelente estabilidad dimensional, amortiguación de vibraciones, auto-lubricación, buena conductividad eléctrica.
PROPIEDADES FÍSICAS	Peso por unidad de área: 160 gr/m ² Densidad: 1.8 gr/cm ³ Número de Filamentos: 3000 Diámetro Filamento: 7 µm
PROPIEDADES MECANICAS	Esfuerzo de Tensión: 3450 MPa Esfuerzo de Compresión: 2060 MPa Módulo de Tensión: 230 GPa Módulo Cortante: 17 GPa Coeficiente de Poisson 0.32 Porcentaje de elongación: 1.5 %
APLICACIONES	Industria aeroespacial, automotriz, marítima, nuclear, fabricación de dispositivos robóticos, prótesis y equipos médicos, artículos deportivos.
TRANSFORMACION	Se debe impregnar la superficie del molde y la tela con resina poliéster o Epóxica. Este proceso puede hacerse de forma manual con brocha o empleado equipos dispersores, mediante técnicas de transferencia, inyección e infusión.
RIESGOS	Durante su manipulación deben emplear tapabocas y lentes protectores para evitar su contacto con las vías respiratorias y los ojos.
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías. Su uso debe ser racionalizado.

2. **Resina Epóxica:** La sustancia de impregnación que sirve como matriz para la fabricación de las piezas compuestas es la resina epóxica, polímero termoestable que se endurece cuando es mezclado con un compuesto endurecedor. Este tipo de resina mostrada en la Figura 117A fue seleccionada por que supera un dureza a otras como las de poliéster y viniléster.

Figura 117. Resina y endurecedor epóxico



La resina Epóxica protege a las fibras de carbono de las condiciones ambientales o agentes químicos que pudieran dañarlas o desgastarlas, además de permitir la transferencia de tensiones entre ellas. Presenta una muy buena adherencia, óptimo desempeño a temperaturas superiores de 180°C y alta resistencia a la corrosión.

La ficha técnica de la resina empleada en el proceso de manufactura se describe en la Tabla 38.

Tabla 38. Ficha técnica de la resina epóxica

NOMBRE COMERCIAL	Resina Epóxica
PRODUCTOR	SUMIGLAS S.A.
COMPONENTES	Resina Epóxica: 100%
RELACION DE MEZCLA	Resina: 50% Catalizador: 50%
ENDURECIMIENTO	Varía en función de la temperatura ambiente y cantidad de mezcla. Es recomendable hacer horneado de la pieza a 70-110°C, dependiendo de la necesidad de polimerización. No debe utilizarse a temperaturas inferiores a 15°C.
RIESGOS	Los vapores durante el proceso de endurecimiento puede causar irritación en la piel, ojos y tracto respiratorio.
IMPACTO AMBIENTAL	No es reciclable, ni biodegradable. Se debe evitar su desecho en fuentes de naturales de agua y cañerías. Su uso debe ser racionalizado.

3. Catalizador: La otra sustancia que debe ser mezclada con la resina epóxica para generar al polimerización del compuesto mediante una reacción exotérmica es el catalizador o endurecedor epóxico mostrado en la Figura 117B.

En la Tabla 39 se comparan las principales características que llevaron a seleccionar la resina epóxica en lugar de la resina de poliéster para la fabricación de las piezas estructurales del Quadrotor.

Nota: La cera y el alcohol polivinílico (PVA) seleccionados para la fabricación de las piezas estructurales en fibra de carbono fueron los mismos seleccionados en la fabricación de los contra-moldes en fibra de vidrio.

Tabla 39. Comparación entre las resinas epóxica y poliéster

CARACTERISTICAS	RESINA EPOXICA	RESINA POLIESTER
Precio	Elevado	Bajo
Facilidad de uso	Fácil	Difícil
Módulo de Tensión	Excelente	Muy bueno
Módulo de Flexión	Excelente	Muy bueno
Tolerancia a ultravioleta	Bajo	Muy bueno
Uso en compuesto de Carbono o Kevlar	Excelente	No recomendable

7.2. TALLADO DE MOLDES

El primer proceso de manufactura está constituido por el tallado de los moldes en madera que constituyen las diferentes piezas de la estructura del Quadrotor. Esta tarea puede hacerse mediante métodos de tallado manuales o computarizados, los cuales varían entre sí en relación a la exactitud lograda en las medidas, la simetría entre caras y los costos de fabricación.

Para la manufactura de los moldes en madera en este caso fue escogido el tallado empleando el método de control numérico computarizado (CNC) gracias a la exactitud y simetría proporcionadas en cada uno de los contornos realizados por la herramienta de corte. Este proceso fue desarrollado de la siguiente manera:

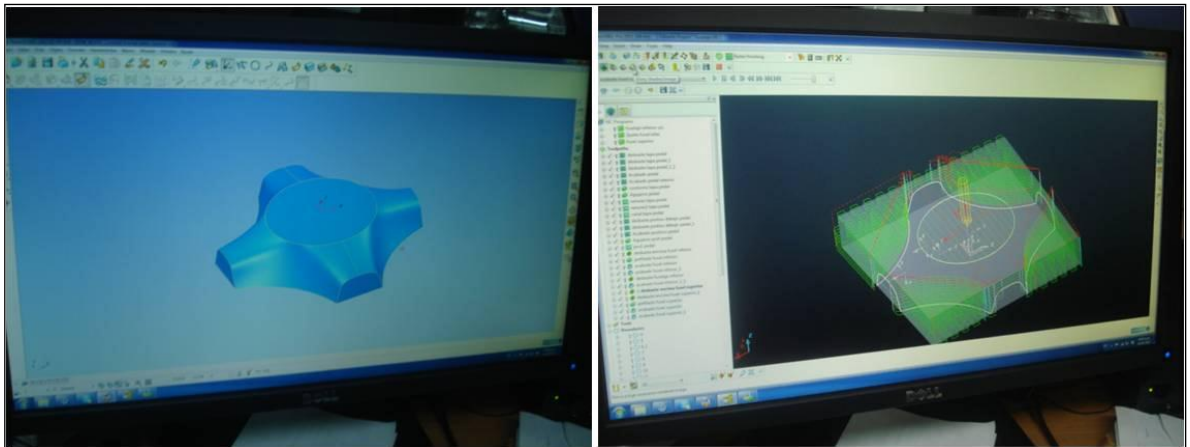
7.2.1. Empleo de software y equipo de maquinado

Una vez hecho el modelamiento tridimensional de cada una de las piezas estructurales como se mostró en capítulo 3, estos archivos realizados en

SolidWorks 2010 fueron exportados en formato IGES (.igs) al software *Delcam PowerMILL* especializado en maquinado CNC.

Inicialmente, se hizo la introducción de los parámetros de programación para la correcta operación del equipo de maquinado tales como el tipo de material a maquinar, las herramientas empleadas por la máquina, la ruta, velocidad y profundidad de corte. Adicionalmente se realizó una simulación previa para verificar estos datos, así como el cálculo de los tiempos de trabajo y el costo total de este servicio, situación que muestra en la Figura 118.

Figura 118. Introducción de parámetros en el software PowerMILL.



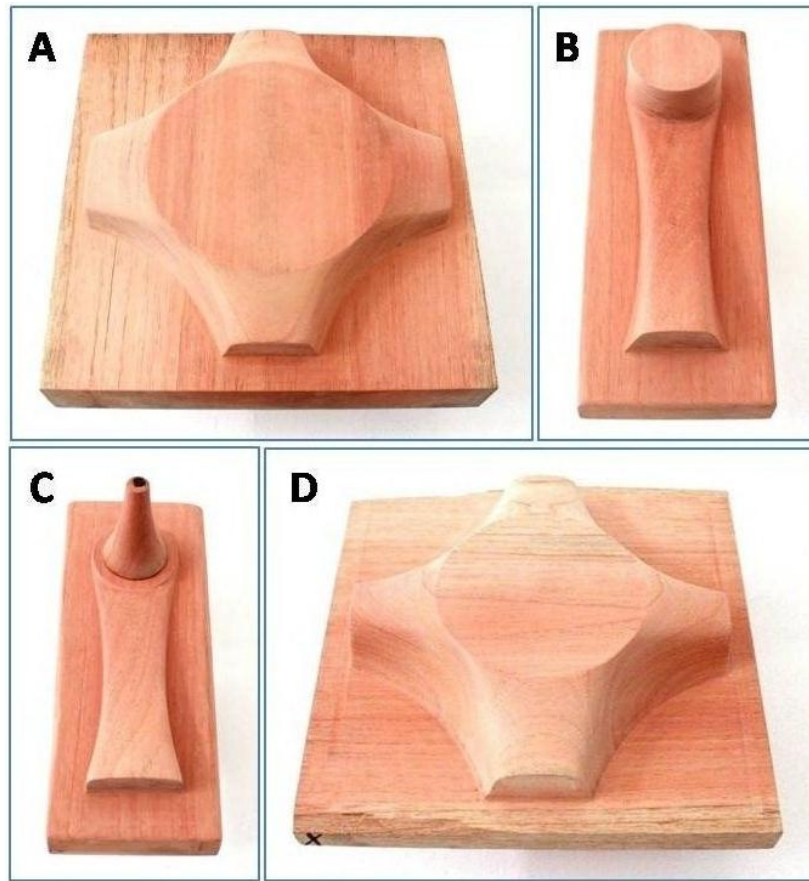
El equipo de maquinado marca Ledwel V-30 fue seleccionado para el tallado de los moldes en madera. Algunas etapas de este proceso se muestran gráficamente en la Figura 119.

Figura 119. Máquina CNC Ledwel V-30.



Terminado el trabajo de maquinado, se obtuvo la totalidad de los moldes en madera, como se ve la Figura 120, los cuales quedan listos para su adecuación en la siguiente etapa de manufactura.

Figura 120. Moldes en madera de las piezas estructurales del Quadrotor.



7.3. FABRICACIÓN DE CONTRA-MOLDES

Realizados los moldes en madera, el segundo proceso de manufactura lo constituye la fabricación de los contra-moldes o negativos de las piezas estructurales del Quadrotor. Para la realización de este trabajo fueron necesarios los siguientes pasos:

7.3.1. Acabado superficial del molde

Con el fin de obtener en el contra-molde una superficie lo más limpia y suave posible, se debe tratar previamente la superficie del molde para reducir su rugosidad y eliminarle defectos.

Masillado: Las imperfecciones causadas por defectos o imperfecciones en la madera, fueron recubiertas con masilla hecha a partir de aserrín y colbón, esparcida sobre la superficie de los moldes con espátula.

1. Sellado: Para tapar los poros en la superficie de la madera se procedió a aplicar sellador poliuretano marca MADETHANE®.
2. Lijado: Con el fin de suavizar y reducir la rugosidad superficial se efectuó un trabajo de lijado manual uniforme sobre los moldes. Para tal efecto se emplearon lijas con diferente tamaño de grano (120, 250 y 400).
3. Lacado: Con la aplicación de laca de poliuretano marca SUPERLACA® se termina el proceso de adecuación superficial de los moldes de madera.

En la Figura 121 se muestra el estado final del molde en madera de la sección inferior del brazo una vez realizados los trabajos de acabado superficial.

Figura 121. Superficie del molde lijada y tratada con laca de poliuretano.



7.3.2. Aplicación de materiales para fabricación de contra-moldes

Finalizado el trabajo de adecuación de los moldes, los siguientes pasos corresponden a la aplicación de los materiales para obtener los contra-moldes en fibra de vidrio, como se explica a continuación:

- 1. Aplicación de cera desmoldante:** Sobre la superficie limpia de los moldes de madera se aplicó varias capas de cera desmoldante, procedimiento que se muestra en la Figura 122.

Figura 122. Aplicación de cera desmoldante en la superficie del molde.



2. Aplicación de alcohol polivinílico.

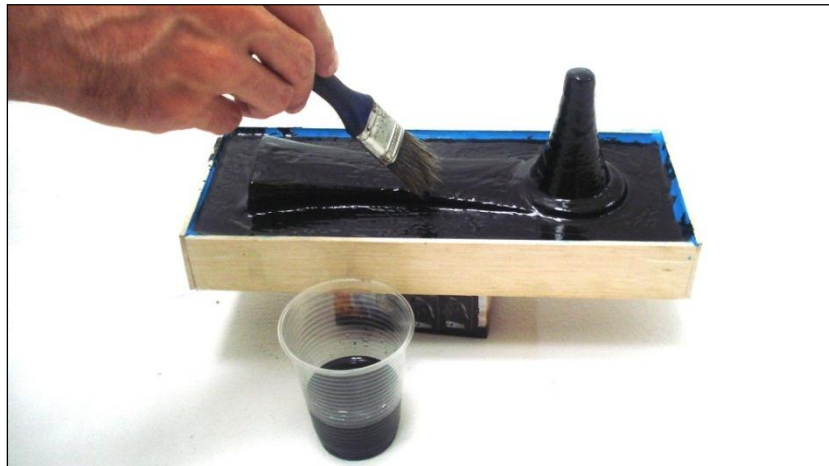
Un segundo agente desmoldante fue aplicado con brocha sobre la superficie del molde, cubriéndola totalmente y esperando su secado aproximadamente 40 minutos (Figura 123).

Figura 123. Aplicación del alcohol polivinílico.



3. **Aplicación de Gelcoat:** Se aplica manualmente con brocha una capa de Gelcoat hasta recubrir totalmente la superficie del molde como se observa en la Figura 124.

Figura 124. Aplicación de Gel Coat.



4. **Recubrimiento con fibra de vidrio:** Sobre la capa de Gelcoat se esparcieron pequeños trozos de fibra de vidrio (MAT 300) de manera uniforme, mostrado en la figura 125.

Figura 125. Cubrimiento de fibra de vidrio sobre la capa de Gel Coat



5. Aplicación de resina poliéster: Los trozos de fibra de vidrio se impregnaron con la mezcla requerida de resina de poliéster y catalizador con el fin de alcanzar la rigidez requerida una vez haya fraguado. En la Figura 126 se detalla esta fase del proceso.

Figura 126. Impregnación de la fibra de vidrio con resina poliéster



Este trabajo fue realizado en la ciudad de Bucaramanga a temperatura ambiente ($\approx 23^{\circ}\text{C}$), dejándose endurecer las piezas al aire libre, un tiempo aproximado de 12 horas (tiempo de fraguado).

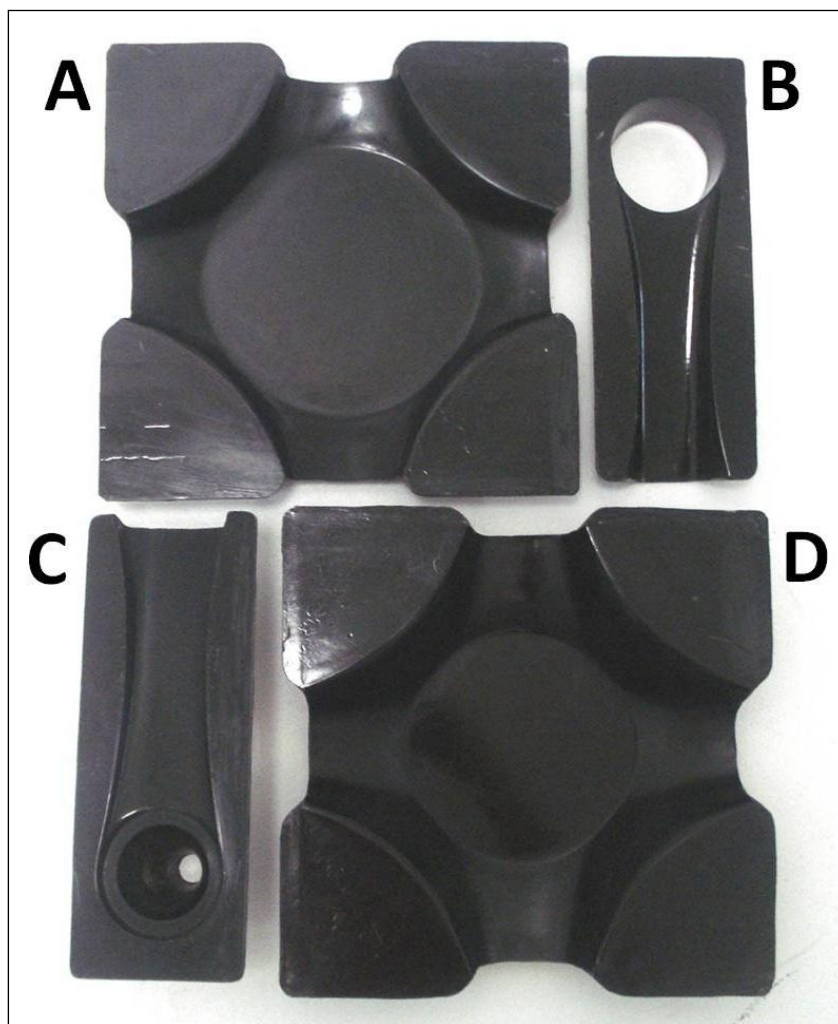
6. **Desmoldeo:** Pasado el tiempo de endurecimiento de la mezcla de resina, se ha formado una pieza rígida de plástico reforzado con fibra de vidrio denominada contra-molde, la cual corresponde al contorno negativo del molde. Durante el proceso de desmoldeo se logra la separación de los moldes y contra-moldes como se muestra en la Figura 127.

La Figura 128 muestra los contra-moldes terminados: (A) Sección inferior del fuselaje, (B) Sección superior del brazo, (C) Sección inferior del brazo y (D) Sección superior del fuselaje.

Figura 127. Moldes en madera y contra-moldes en fibra de vidrio



Figura 128. Contra-moldes terminados de las piezas del Quadrotor.



7.4. FABRICACIÓN DE PIEZAS ESTRUCTURALES

7.4.1. Aplicación de Materiales para fabricación de piezas

La última etapa de manufactura está constituida por la fabricación de las piezas estructurales del Quadrotor en fibra de carbono, proceso que se describe a continuación:

1. **Aplicación de desmoldantes:** La superficie interna del contra-molde fue cubierta manualmente con agentes desmoldantes en la cantidad necesaria, en primer lugar cuatro (4) capas de cera (Figura 129A) y posteriormente dos (2) capas de alcohol polivinílico (Figura 129B).

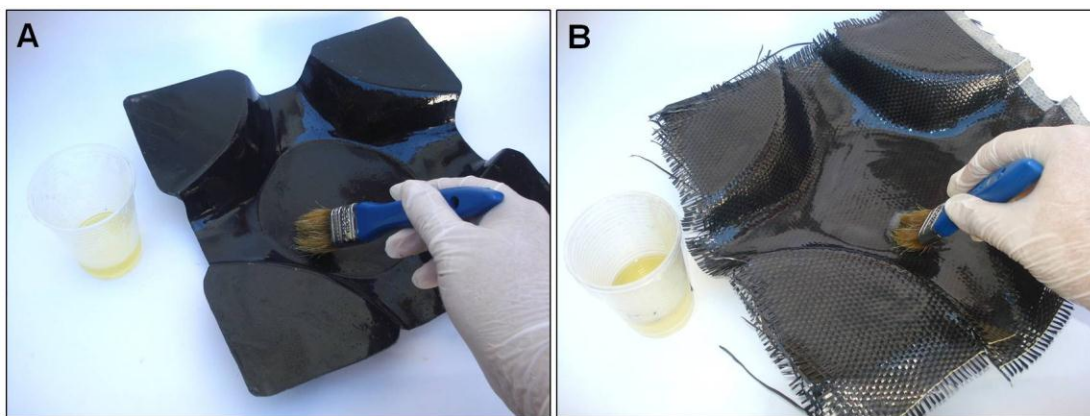
Figura 129. Aplicación de agentes desmoldantes en el contra-molde.



El tiempo de secado de los agentes desmoldantes varía dependiendo de la temperatura ambiente del lugar de trabajo, en este caso el alcohol polivinílico (PVA) se dejó secar aproximadamente 40 minutos a 23°C.

2. **Aplicación de resina epóxica:** Cuando se evaporó completamente el desmoldante líquido, el contra-molde fue impregnado con una mezcla de resina-endurecedor (1:1) con el fin de formar una película protectora (Figura 130A), que se dejó secar por un tiempo de 2 horas.

Figura 130. Aplicación de resina epóxica



Posteriormente, se cortaron dos fragmentos de tela de fibra de carbono que se pusieron sucesivamente en la superficie interna del contra-molde y se mojaron uniformemente con mezcla de resina-endurecedor (Figura 130B). En este proceso de moldeo manual se empleó una brocha con la cual se esparció la mezcla y eliminaron las burbujas.

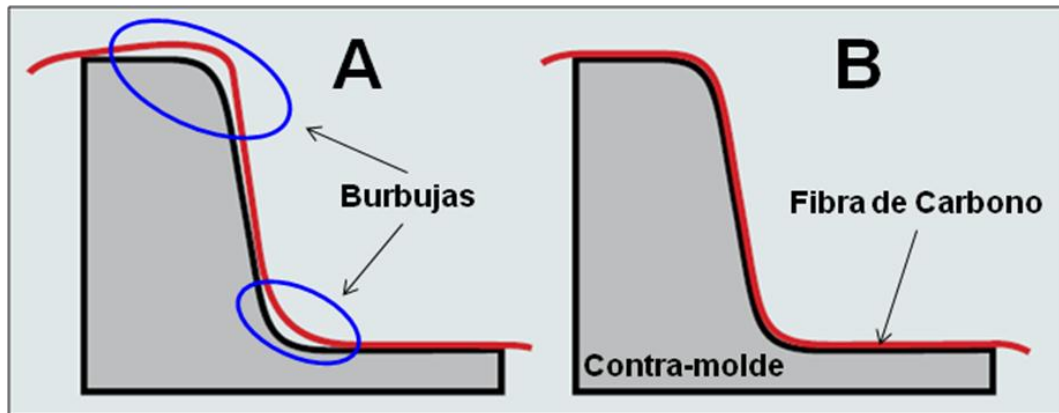
3. **Laminado con bolsa de vacío:** Con el fin de garantizar la total adherencia entre las capas de fibra de carbono y la superficie del contra-moldes se empleó un procedimiento de laminado utilizando una bolsa de vacío, mostrado en Figura 131, que eliminó burbujas y evitó el levantamiento de los bordes de la tela. La acción de una bomba manual ubicada a un costado de la bolsa permitió la extracción del aire y la generación del fenómeno de vacío en su interior.

Figura 131. Empleo de bolsa de vacío en el proceso de laminación



La presión aplicada en la fibra impregnada con resina permite que esta se distribuya uniformemente y reduzca la aparición de burbujas. La Figura 132A muestra un mal procedimiento de laminado en cual aparecen burbujas de aire en los radios internos y externos del contra-molde. La Figura 132B describe un buen procedimiento de laminación, en el cual la tela de fibra de carbono se ha adherido completamente en la superficie del contra-molde.

Figura 132. Esquema de laminación correcta e incorrecta.



4. **Polimerización con calor:** Aunque el proceso de polimerización de manera industrial se realiza en hornos autoclave, artesanalmente puede exponerse la resina a condiciones ambiente ($\geq 15^{\circ}\text{C}$) obteniendo excelentes resultados en cuanto a su resistencia mecánica. Para este trabajo se incrementó la temperatura en las piezas estructurales por medio de una pistola de aire caliente (Figura 133). Esta acción permitió una mayor difusión de la resina a través de la fibra de carbono y una reducción en el tiempo de fraguado.

Figura 133. Empleo de pistola de aire caliente sobre la fibra de carbono.

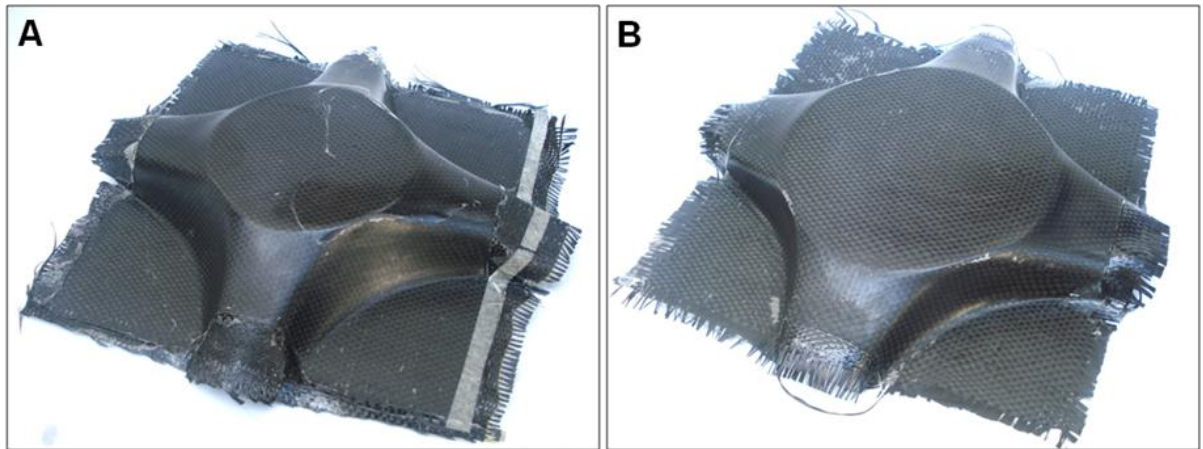


5. **Desmoldeo:** Transcurrido el tiempo de fraguado de la mezcla resina-endurecedor (≈ 18 horas), se procedió a desmoldar las piezas estructurales para continuar con el siguiente proceso de manufactura.

7.4.2. Componentes estructurales terminados

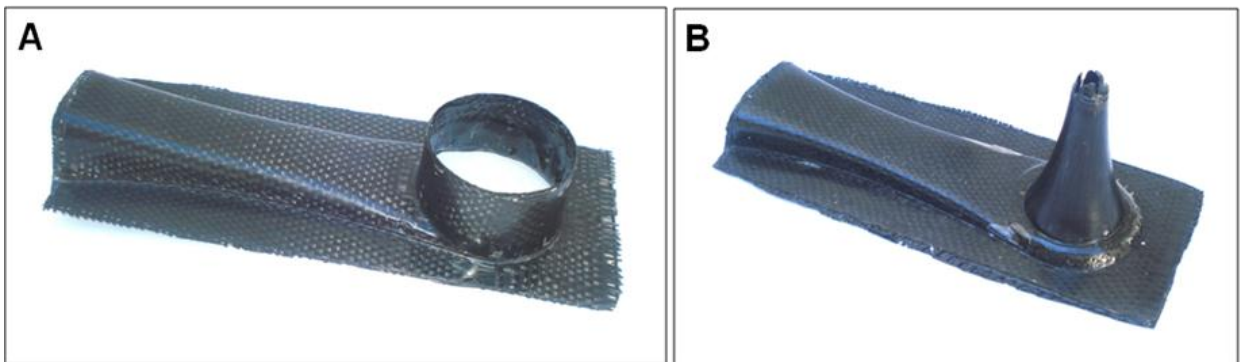
Al desmoldarse las piezas estructurales salen listas de los contra-moldes con un excelente acabado superficial, pero con rebabas que deben cortadas para darles la forma deseada. En la Figura 134A puede verse la sección superior del fuselaje del Quadrotor al momento de separarse del contra-molde, mientras que en la Figura 134B se observa la sección inferior del mismo.

Figura 134. Sección superior e inferior del fuselaje en fibra de carbono



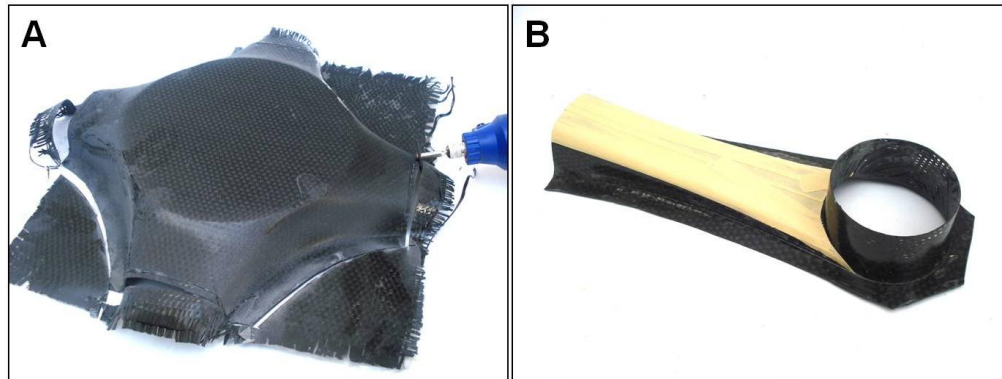
Las piezas que conforman los brazos de la estructura del Quadrotor se muestran en la Figura 135, la sección superior (A) y la sección inferior (B).

Figura 135. Sección superior e inferior del brazo en fibra de carbono.



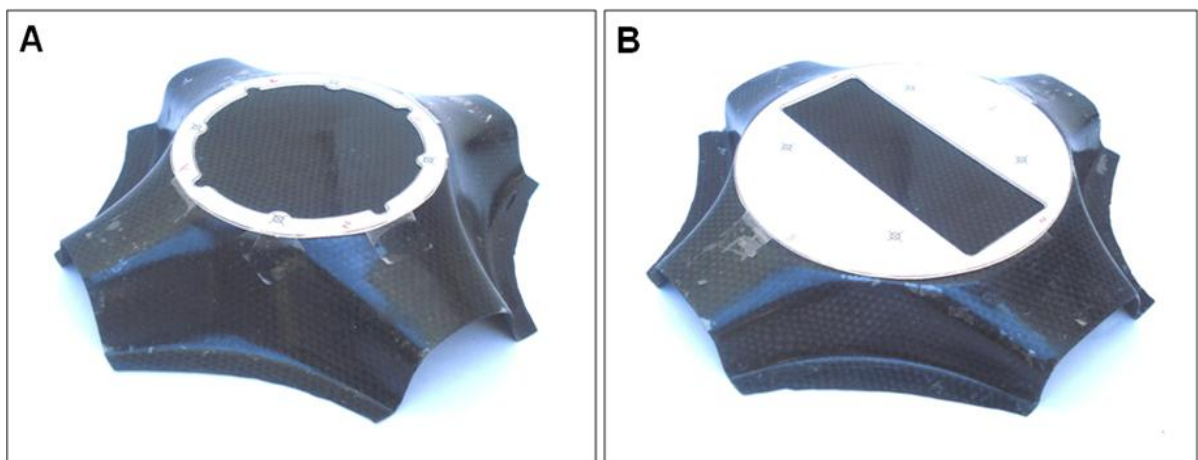
- 1. Acondicionamiento de las piezas:** Los excesos de material en las secciones de la estructurales fueron retirados manualmente empleando una herramienta de corte tipo motor-tool como se puede apreciar en la Figura 136A. El estado final de este acondicionamiento de la pieza correspondiente al brazo se observa en la Figura 136B.

Figura 136. Acondicionamiento de las piezas



- 2. Apertura de orificios:** En las caras planas de las secciones del fuselaje fueron hechas aberturas con la ayuda de plantillas para la introducción de los equipos electrónicos (Figura 137A) y la batería (Figura 137B).

Figura 137. Plantillas de corte sobre la superficie de las piezas.

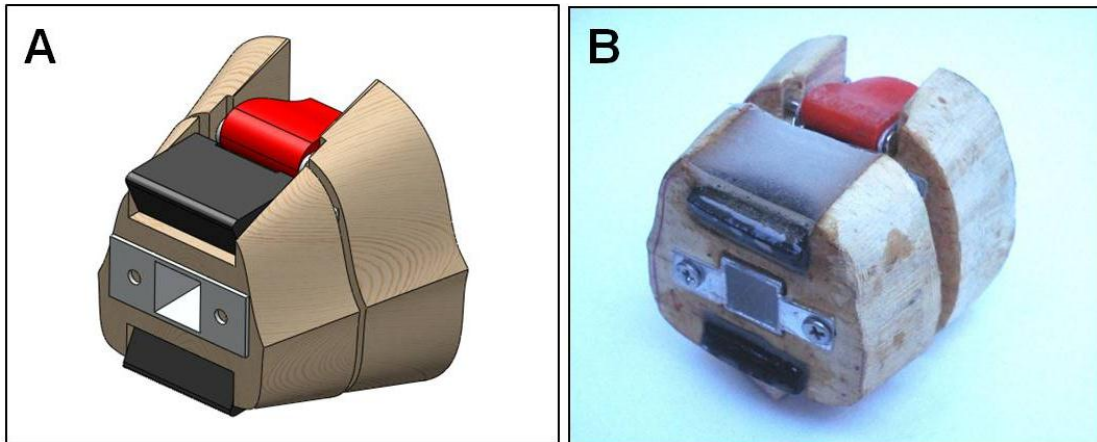


7.5. ENSAMBLAJE DE PIEZAS Y COMPONENTES ESTRUCTURALES

7.5.1. Instalación de núcleos

El sistema de enganche y desenganche rápido de los brazos del Quadrotor a su cuerpo central está conformado por bloques de madera adaptados con mecanismos de broche como se muestra en la Figura 138, donde se ve el dibujo de diseño en *SolidWorks 2010* (A) y el conjunto terminado (B).

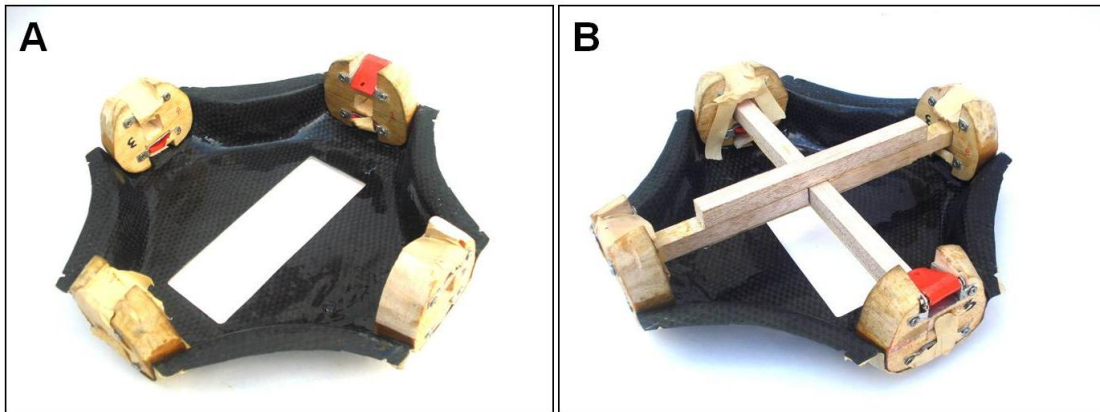
Figura 138. Sistema de acople brazo-fuselaje.



Las secciones de bloque o núcleos correspondientes al fuselaje fueron emplazadas inicialmente en el interior de la pieza inferior de esté, procedimiento que se muestra en la Figura 139A.

Para lograr la correcta posición y alineación de los núcleos, estos se instalaron con la ayuda de una cruceta casera hecha con trozos de madera de balsa como se aprecia en la Figura 139B. Para mantener la nivelación de este conjunto mecánico durante la fase de pegado se empleó un nivel de burbuja.

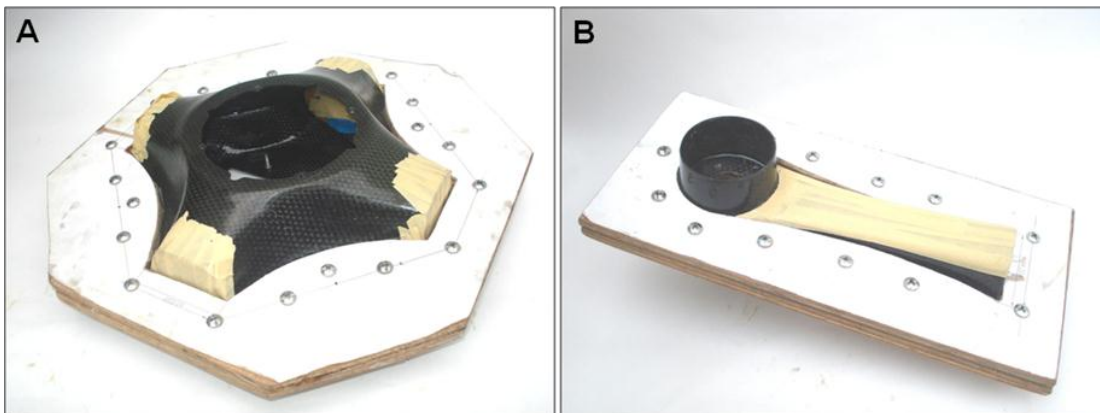
Figura 139. Instalación de núcleos en el fuselaje.



7.5.2. Ensamblaje de piezas

Las secciones superiores e inferiores del fuselaje y brazos fueron ensambladas por medio de pegado con resina y la ayuda de una plantilla hecha en madera y diseñada con la forma de los contornos de estas piezas (Figura 140).

Figura 140. Plantillas de prensado.



Para garantizar la correcta adherencia de las piezas durante el endurecimiento de la resina las plantillas se aseguraron mediante tornillos ubicados alrededor de los contornos.

El resultado final una vez se retiran las plantillas puede verse en las Figuras 141 y 142, que muestran el cuerpo central completamente terminado, así como un brazo de ejemplo, componentes estructurales del Quadrotor.

Figura 141. Ensamble del cuerpo central.



Figura 142. Ensamble del brazo.



7.5.3. Ensamblaje de componentes estructurales

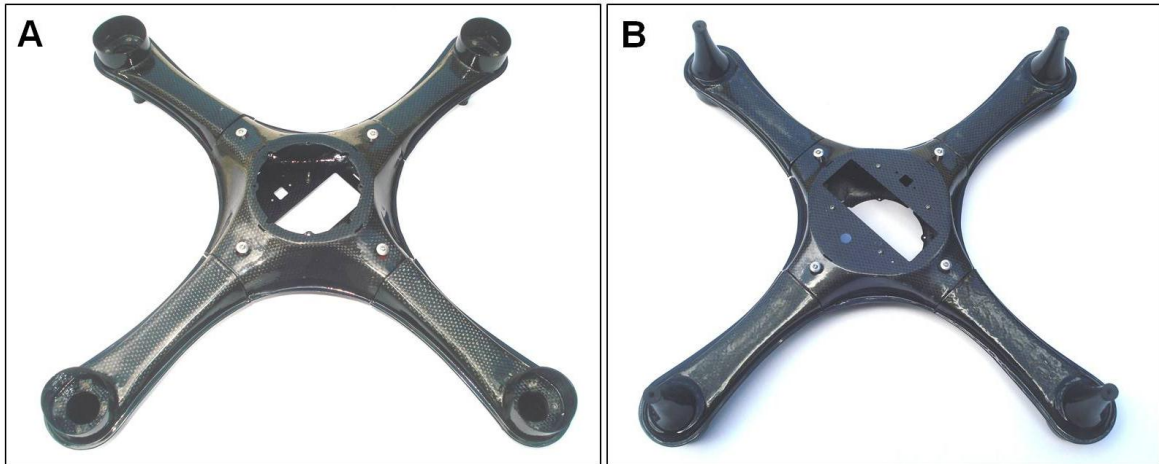
Como ya se mencionó, los brazos se ensamblan en los extremos del cuerpo central mediante un sistema de broche mecánico tal como lo muestra la Figura 143. Al introducir la sección rectangular de aluminio que sobresale del brazo en el orificio cuadrado presente en el bloque de madera, el broche superior e inferior también lo hacen hasta que llegan a su tope, quedando asegurados e impidiendo el movimiento del brazo.

Figura 143. Ensamblaje del brazo en el fuselaje



El trabajo de ensamblaje final de los componentes que conforman la estructura del Quadrotor puede verse en la Figura 144, en donde se aprecia una vista superior (A) y una vista inferior (B) del mismo. De esta manera, este conjunto estructural se encuentra listo para recibir la siguiente tarea que consiste en la instalación de los equipos eléctricos y electrónicos.

Figura 144. Conjunto superior e inferior de la estructura del Quadrotor



7.5.4. Ensamblaje de equipos eléctricos y electrónicos

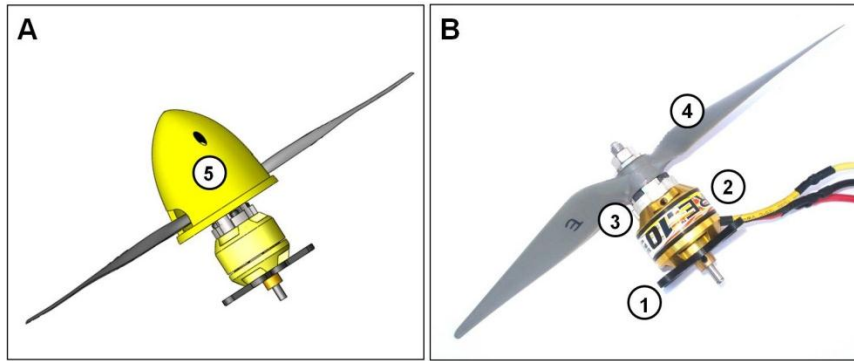
Terminados los trabajos de fabricación, manufactura y ensamblaje de los componentes estructurales, se procedió a instalar el equipamiento eléctrico y electrónico que lleva el Quadrotor en su interior.

- 1. Grupo Moto-propulsor:** Al realizarse el montaje de los motores eléctricos Rimfire 0.10 tipo brushless con las hélices plásticas APC se forma el grupo moto-propulsor del Quadrotor que se muestra en la Figura 145.

Este procedimiento de montaje se realizó siguiendo las instrucciones descritas en el manual de instalación: en primer lugar se sujetó fuertemente la bancada (1) contra la base del motor (2), posteriormente se instaló el porta-hélices (3) en el costado superior del motor y finalmente se insertó la hélice (4) apretándola con la tuerca. La instalación del

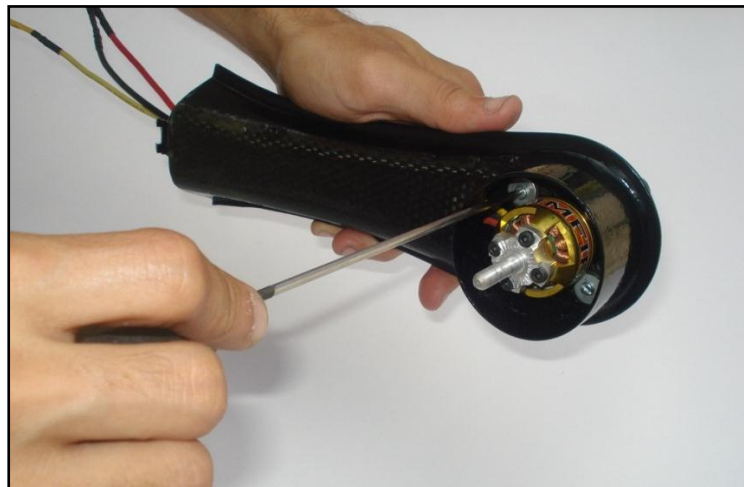
spinner (5) es opcional y se deja a discreción del operador su empleo en el grupo moto-propulsor.

Figura 145. Instalación de los elementos del grupo moto-propulsor.



Comprobada la correcta instalación de los elementos en el grupo moto-propulsor, se procedió a hacer la instalación de este en el interior del carenado del brazo del Quadrotor, tal como se observa en la Figura 146. La bancada del motor es atornillada al soporte de madera instalado previamente durante el proceso de fabricación dentro del brazo.

Figura 146. Ensamble del motor en la punta del brazo



Como se aprecia en la Figura 147 el ensamblaje de los brazos queda terminado y listo para ser acoplado en los costados del fuselaje del Quadrotor.

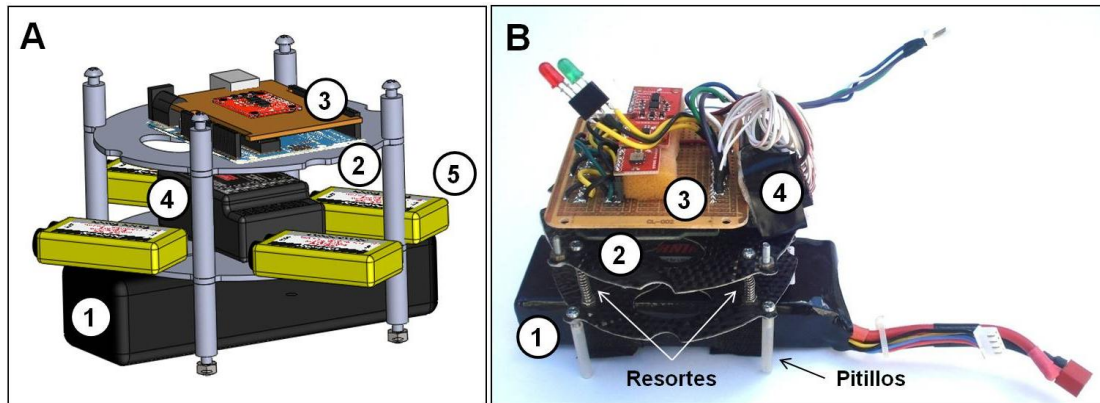
Figura 147. Ensamble terminado del brazo



2. **Equipos internos:** Al poseer una estructura cerrada, los equipos eléctricos y electrónicos del Quadrotor como: batería (1), micro-controlador (2), sensores (3), receptor del radio-control y controles de velocidad (5) se ubicaron en conjunto compacto y de fácil instalación, como se detalla en la Figura 148. Para tal efecto, se diseñaron y fabricaron dos bancadas en fibra de carbono para alojar estos equipos (Figura 148A).

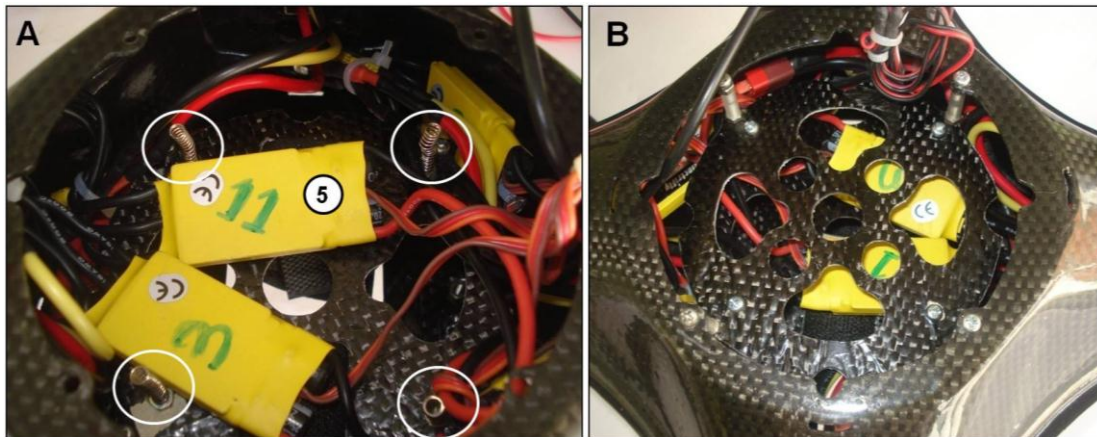
El montaje previo mostrado en la Figura 148B fue realizado para comprobar el dimensionamiento final de las bancadas y detectar posibles interferencia cuando se instale este conjunto en el interior del fuselaje del Quadrotor.

Figura 148. Conjunto de equipos internos.



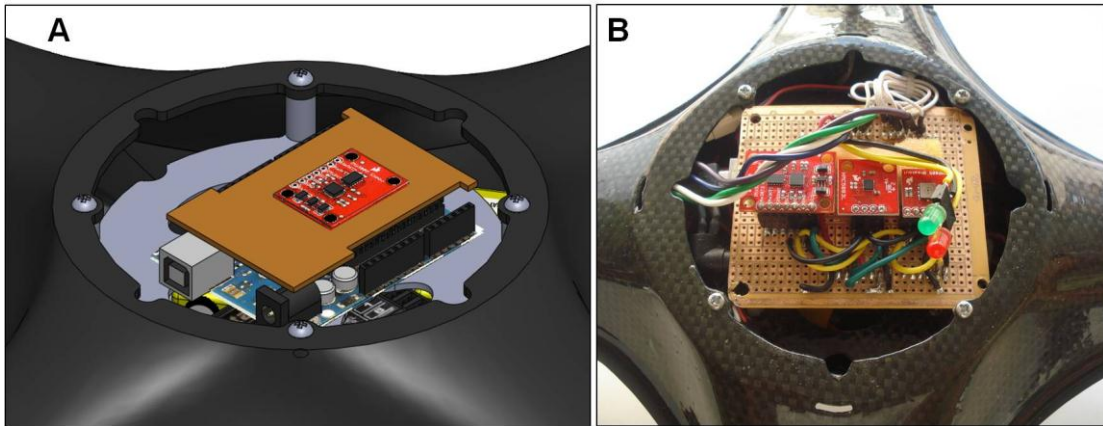
En la primera etapa de montaje se instala la bancada inferior soportado por medio de cuatro pitillos plásticos a la parte inferior del fuselaje (Figura 149A), después de lo cual se instala la segunda bancada (Figura 149B) que se soporta a la inferior por medio de cuatro resortes (Círculos blancos) encargados de amortiguar las vibraciones producidas por el movimiento de los rotores.

Figura 149. Instalación de bancadas en el interior del fuselaje



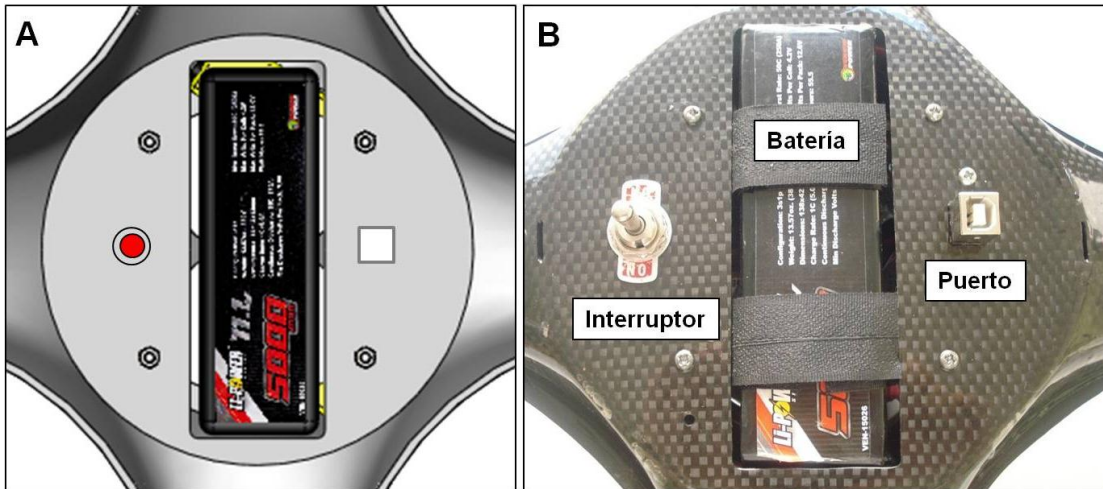
Sobre la bancada superior se instaló en último término las tarjetas que contienen el micro-controlador y sensores (Figura 150).

Figura 150. Montaje de las tarjetas electrónicas.



La vista inferior del fuselaje en la Figura 151 detalla la ubicación del interruptor de encendido, la abertura de instalación de la batería y el puerto de comunicación con el programa de control.

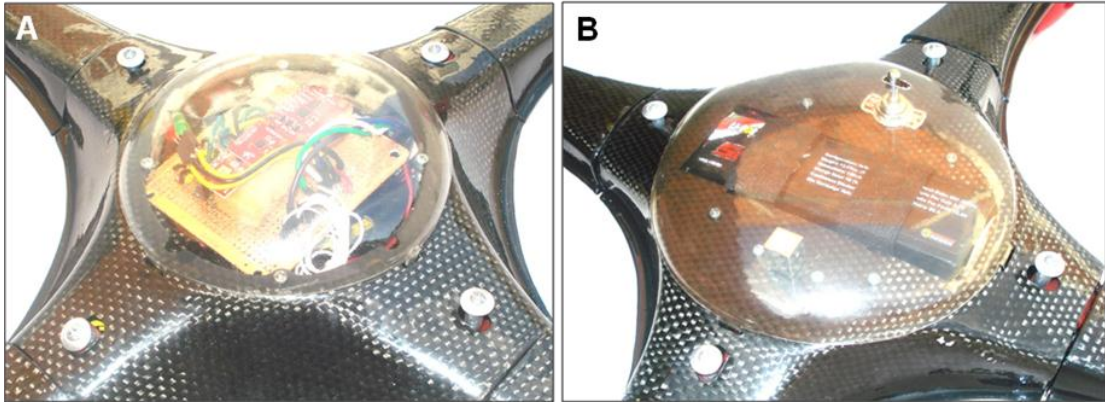
Figura 151. Detalle de la zona inferior del fuselaje.



3. **Cúpulas protectoras:** Para proteger los equipos de polvo, suciedad o agua, se instalaron un par de cúpulas de plástico transparente en la parte

superior (Figura 152A) e inferior (Figura 152B) del cuerpo central.

Figura 152. Instalación de cúpulas en el cuerpo central del Quadrotor



Una vez los trabajos de ensamblaje han concluido, el vehículo aéreo no tripulado tipo Quadrotor queda terminado como lo muestra la Figura 153.

Figura 153. Ensamblaje final del Quadrotor



8. PRUEBAS Y RESULTADOS

Una vez se ha concluido con las fases de construcción y ensamblaje de los componentes estructurales y equipos internos del Quadrotor, se continúa con la fase de puesta a punto, la que incluye pruebas y ensayos funcionales donde se obtienen resultados de las características y comportamiento del vehículo.

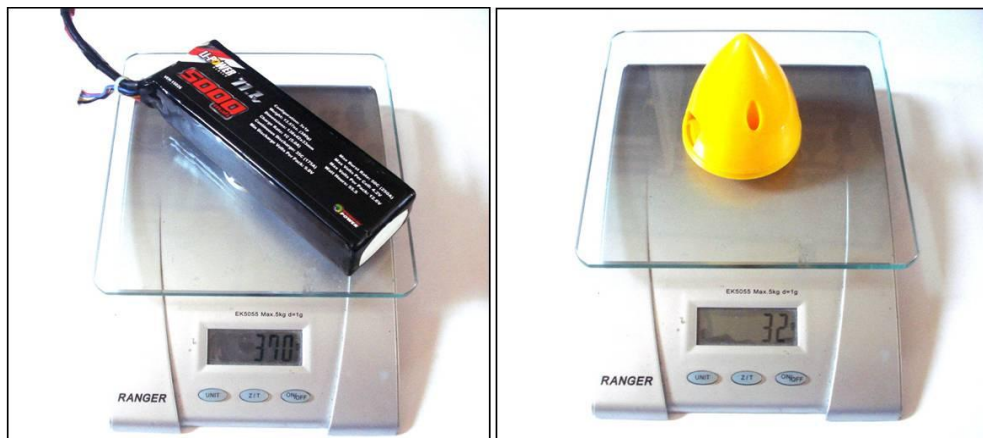
8.1. PRUEBAS MECÁNICAS

Las siguientes pruebas mecánicas fueron realizadas sobre los componentes estructurales del Quadrotor:

8.1.1. Peso y Dimensionamiento

Para determinar el peso final del vehículo, cada componente estructural y equipo eléctrico y electrónico fue pesado individualmente empleando una báscula digital, procedimiento que se muestra en la Figura 154.

Figura 154. Procedimiento de pesaje de componentes



El resultado de este procedimiento se describe en la Tabla 40, donde se listan estos pesos individuales.

Tabla 40. Listado de pesos de los componentes del Quadrotor

Cantidad	Componente	Peso Unitario (gr)
01	Fuselaje	302
01	Brazo 1	110
01	Brazo 2	117
01	Brazo 3	124
01	Brazo 4	110
04	Grupo Moto-propulsor (Con cables)	140
04	Controles de velocidad (ESC)	34
01	Batería LiPo	370
01	Equipo electrónico	77
02	Plataformas	18
01	Cableado	102
02	Cúpulas transparentes	7
01	Otros (Tornillería, interruptores, etc.)	92
04	Spinner (Opcional)	32

De esta forma, realizando convenientemente la sumatoria de estos pesos individuales se obtuvo:

1. **Peso vacío:** Corresponde al peso total de los componentes estructurales (Fuselaje, brazos, plataformas y cúpulas)

Peso vacío	813 gr
-------------------	---------------

2. **Peso básico:** Es la sumatoria del peso vacío del vehículo más su equipo eléctrico y electrónico que en este corresponde al grupo moto-propulsor, controles de velocidad, micro-controladores, sensores, cableado, interruptores y tornillería.

Peso básico	1780 gr
--------------------	----------------

3. **Peso operativo:** Es el peso básico más el peso de la fuente de poder o batería.

Peso operativo	2150 gr
-----------------------	----------------

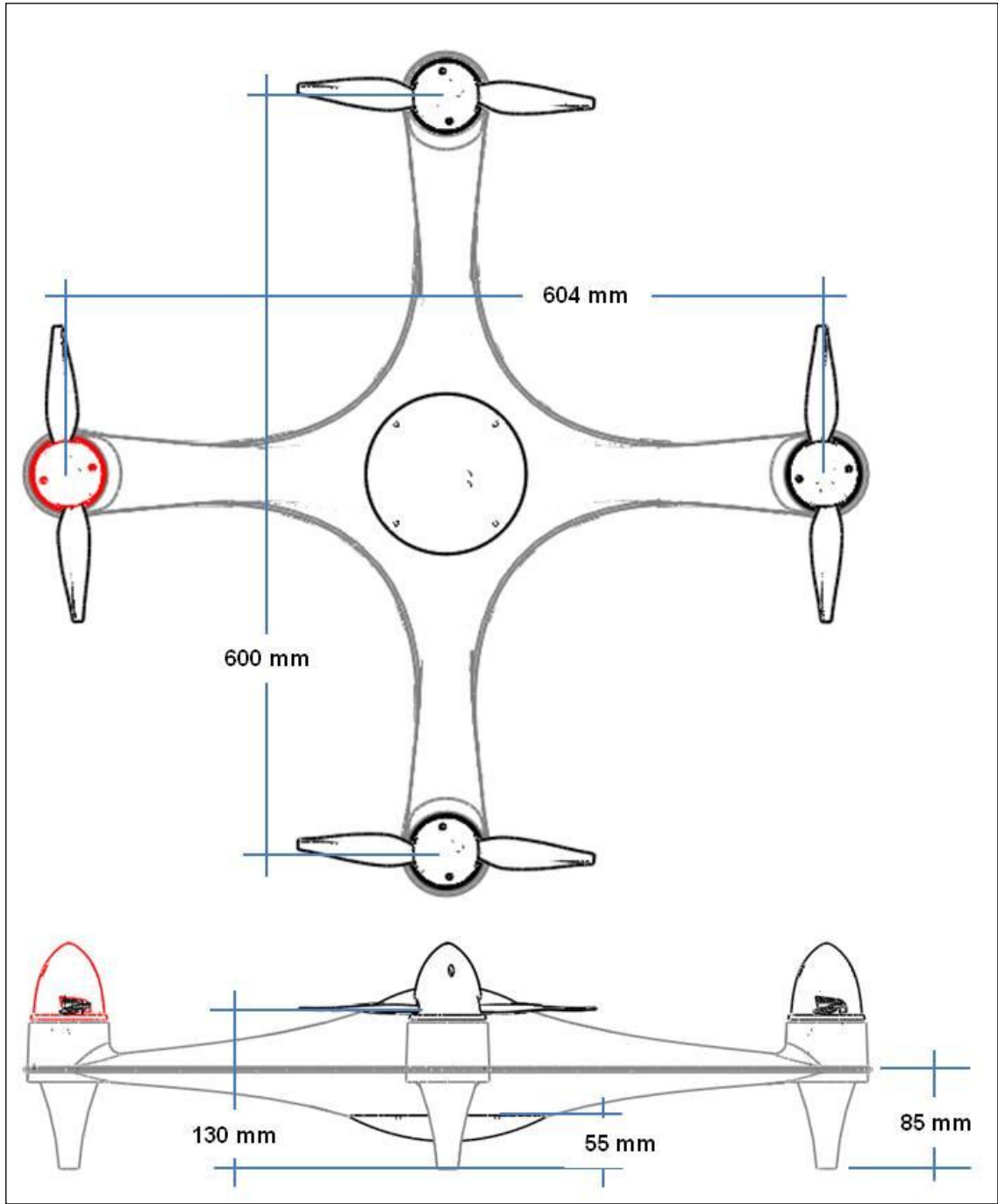
4. **Peso máximo en despegue:** El peso máximo en despegue (Maximum TakeOff Weight, MTOW) corresponde al peso operativo más el peso de la carga útil (≈ 500 gr)

Peso máximo en despegue	2650 gr
--------------------------------	----------------

Según las especificaciones técnicas del motor eléctrico Rimfire 0.10 este es capaz de generar un empuje máximo 905 gr-f en condiciones de vuelo vertical, por lo cual el grupo moto-propulsor del Quadrotor produce 3620 gr-f de empuje máximo. De esta manera, el peso máximo en despegue del Quadrotor representa un 73.2% de la capacidad máxima de empuje de los motores, con lo que se cuenta un 26.8% de potencia disponible para ser empleada en cualquier condición de vuelo.

Las dimensiones finales de la estructura del Quadrotor se muestran en la siguiente figura:

Figura 155. Principales dimensiones del Quadrotor.



8.1.2. Análisis de Esfuerzos

La validez del diseño mecánico de los componentes estructurales del Quadrotor fue verificada a través de métodos computacionales empleando el software CAD/CAE *ANSYS v.12*. En estas pruebas simuladas se realizaron análisis estáticos en cada componente estructural teniendo en cuenta las siguientes condiciones:

1. **Magnitud de las cargas y momentos:** Con el propósito de simular resultados extremos en el comportamiento mecánico de los componentes estructurales, se realizaron estas pruebas con valores de cargas y momentos muy por encima de los experimentados realmente.
2. **Restricciones:** A cada componente se le aplicó el correspondiente punto o plano de fijación o restricción de movimiento teniendo en cuenta su forma de conexión mecánica en la estructura del Quadrotor.
3. **Punto de aplicación:** Las cargas y momentos fueron aplicados en puntos o planos similares a los que soporta cada componente.
4. **Materiales:** En las librerías de materiales disponibles en el software *ANSYS* se incluyeron las propiedades físicas y mecánicas de la madera de pino, aluminio y fibra de carbono con los cuales se construyeron los núcleos, brazos y fuselaje.

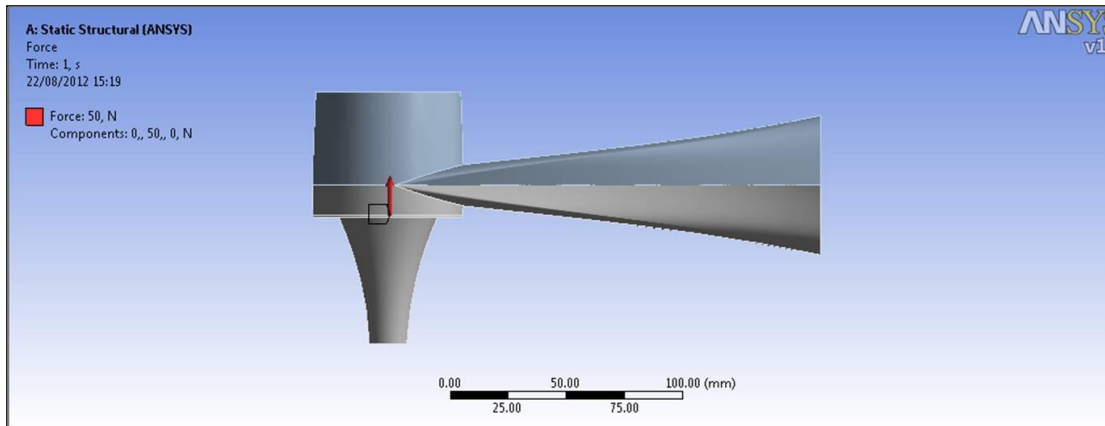
Cumplidas estas condiciones, se ejecutó el análisis estático en cada uno de los componentes, obteniendo de esta manera los valores de deformación, esfuerzo y factor de seguridad requeridos, los cuales son tabulados en la Tabla 41.

Tabla 41. Resultados de las pruebas estáticas en ANSYS v.12

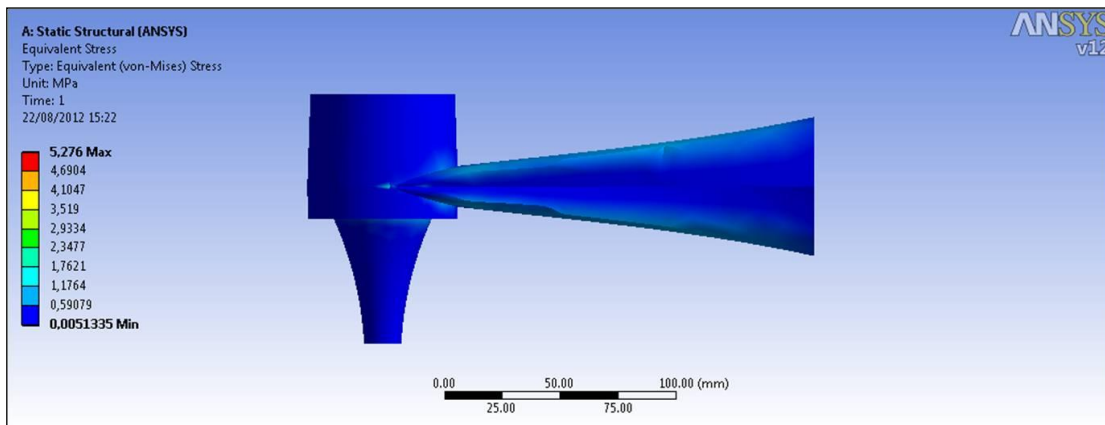
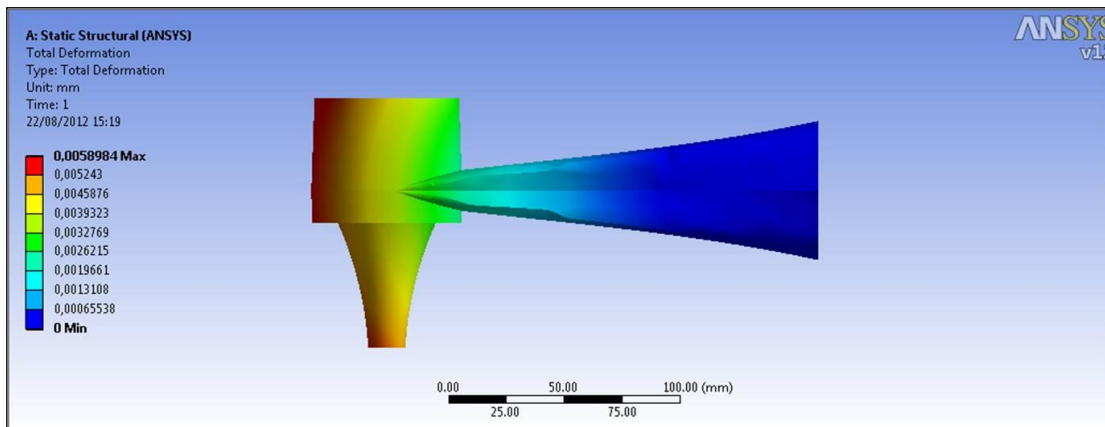
COMPONENTE ESTRUCTURAL	VALORES				
	CARGA (N)	MOMENTO (N-mm)	DEFORMACION (mm)	ESFUERZO (MPa)	FACTOR DE SEGURIDAD
Brazo	50	-	$\epsilon_{\text{máx}}$: 5,89E-3 ϵ_{min} : 0	$\sigma_{\text{máx}}$: 5,276 σ_{min} : 5,13E-3	15
Núcleo - Brazo	20	1800	$\epsilon_{\text{máx}}$: 1,98E-2 ϵ_{min} : 0	$\sigma_{\text{máx}}$: 14,527 σ_{min} : 4,54E-4	-
Núcleo - Cuerpo	-	1800	$\epsilon_{\text{máx}}$: 3,02E-2 ϵ_{min} : 0	$\sigma_{\text{máx}}$: 10,832 σ_{min} : 2,93E-3	-
Cuerpo Central	-	1800	$\epsilon_{\text{máx}}$: 2,65E-4 ϵ_{min} : 0	$\sigma_{\text{máx}}$: 0,894 σ_{min} : 1,487E-7	15
Bancada Batería	5	-	$\epsilon_{\text{máx}}$: 2,39E-3 ϵ_{min} : 0	$\sigma_{\text{máx}}$: 3,79 σ_{min} : 4,23E-4	-

A continuación se visualiza el análisis del comportamiento mecánico del brazo, cuando es sometido virtualmente a los valores de cargas y momentos citados en la tabla anterior. A menos que se mencione, en todas las gráficas el análisis estático está ejecutado a escala real o escala 1:1. Los análisis de los demás componentes estructurales se detallan en el anexo E.

Figura 156. Aplicación de carga en el extremo del brazo.



Espectro de deformaciones en el brazo



Los resultados obtenidos en las anteriores gráficas permiten determinar qué:

- Las deformaciones máximas experimentadas en brazos, cuerpo central y bancada de la batería presentan valores del orden de milésimas y diezmilésimas de milímetro.
- Los esfuerzos máximos que soportan los elementos fabricados en fibra de carbono (brazos, cuerpo central y bancada) son muy inferiores al esfuerzo de tensión (3450 MPa) y compresión (2060 MPa) característicos de este material.
- Los núcleos de madera insertados en los brazos y cuerpo central soportan suficientemente las cargas y momentos aplicados, ya que los valores de deformación y esfuerzo calculados se encuentran muy por debajo en relación al de los materiales empleados en su fabricación.
- Se presenta un alto factor de seguridad en el diseño mecánico de los brazos y cuerpo central del Quadrotor, lo que garantiza su gran resistencia estructural ante la aplicación normal de cargas y momentos durante el vuelo.

8.2. PRUEBAS ELÉCTRICAS Y ELECTRÓNICAS

8.2.1. Integración de los componentes eléctricos y electrónicos

Con el fin de realizar las pruebas funcionales de una manera cómoda y segura, se hizo inicialmente el diseño y construcción de una estructura ligera y resistente, capaz de soportar los equipos instalados en el Quadrotor. En la Figura 159 se observa el banco de pruebas horizontal montado sobre la superficie de una mesa con todos los equipos montados.

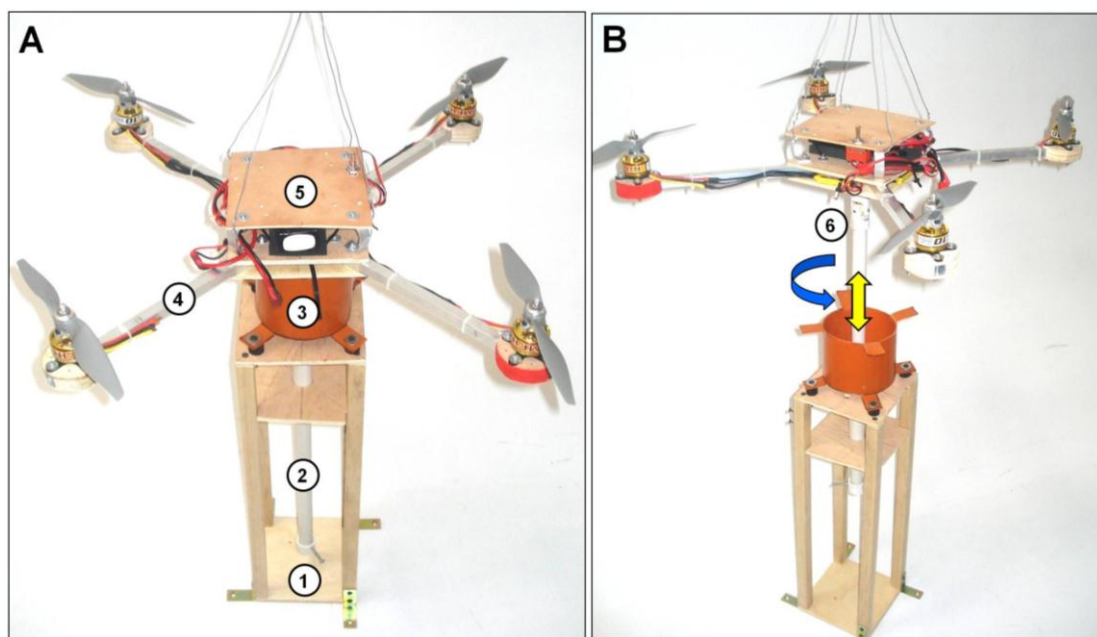
Figura 157. Banco de pruebas horizontal.



En estas pruebas se comprobó el correcto funcionamiento de los motores, así como los algoritmos de control que posibilitaban los movimientos de cabeceo y alabeo del vehículo.

Para realizar pruebas que simularán los movimientos de guiñada, ascendentes y descendentes del Quadrotor de una forma segura, se diseñó y construyó el banco de pruebas vertical mostrado en la Figura 160.

Figura 158. Banco de pruebas vertical



Este banco construido en madera está constituido por una estructura rectangular (1), un eje de desplazamiento (2) y un soporte plástico (3) en donde se monta la estructura en aluminio del Quadrotor (4). En la plataforma superior (5) se instala las tarjetas electrónicas del micro-controlador y los sensores, así como el receptor del radio-control.

Acelerados los motores, el banco permite el movimiento de ascenso y descenso de la estructura del Quadrotor a través del eje de desplazamiento, así como movimientos de rotación (guiñada) gracias a la instalación de una rótula (6) en el tope superior (Figura 160B).

La realización de pruebas de integración en el banco vertical (Figura 161) sirvió para hacer mover al Quadrotor en sus tres ejes de rotación (pitch, roll, yaw), así como para afinar la sintonización de las ganancias del control PID y verificar el correcto funcionamiento del grupo de sensores (Unidad inercial, barómetro y magnetómetro).

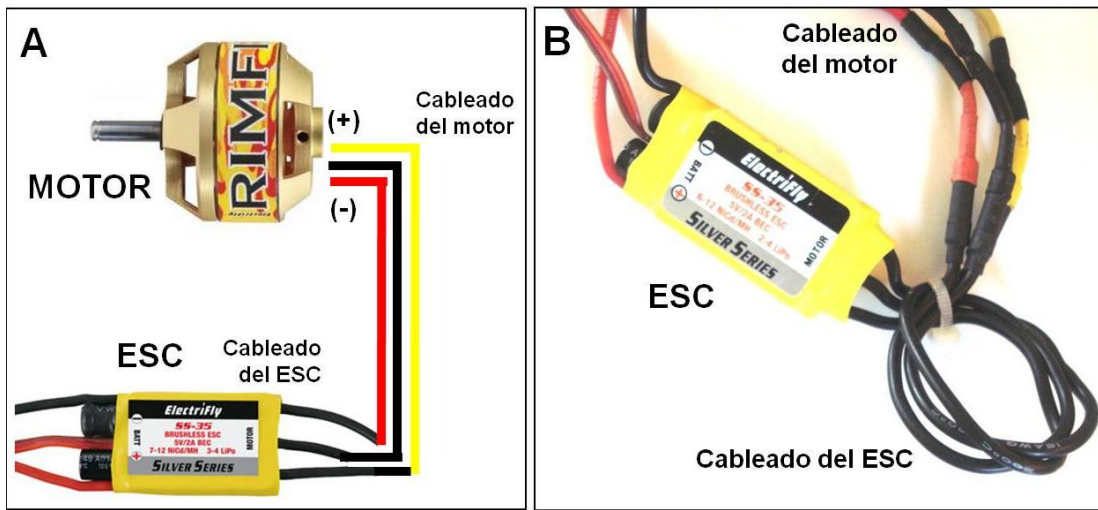
Figura 159. Pruebas de integración de los equipos.



A continuación se muestran los esquemas de integración de los equipos eléctricos y electrónicos:

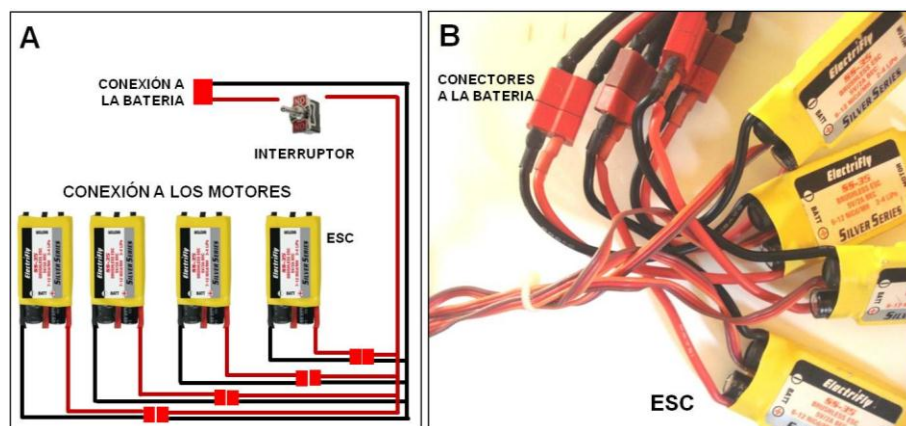
- 1. Motor - Control de Velocidad (ESC):** Esta conexión se realiza mediante tres (3) cables de colores (rojo, negro y amarillo) que salen del motor eléctrico y llegan al control de velocidad (ESC) como se muestra en el esquema de la Figura 162A. El cable rojo y amarillo representan dos fases que pueden conectarse alternadamente según el giro deseado del motor (horario/anti-horario). El cable negro es el común entre el motor y el ESC.

Figura 160. Conexión Motor eléctrico – Control de velocidad.



2. **Control de Velocidad – Batería:** Los conectores a la batería de los cuatro (4) controles de velocidad se unen en un cable común que llega a un interruptor de corriente tipo palanca, del cual sale la conexión a la batería LiPo como lo explica la Figura 163A. Las conexiones realizadas durante el procedimiento de integración se muestran en la Figura 200B.

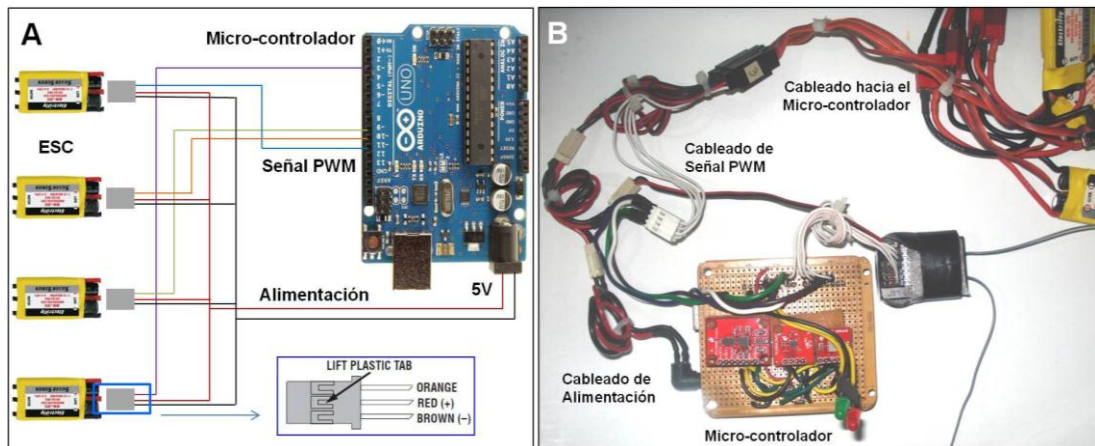
Figura 161. Conexiones Control de velocidad – Batería.



2. **Control de Velocidad - Micro-controlador:** Del control de velocidad sale un cable que se conecta normalmente al receptor del radio-control, de donde sale la señal de control PWM (Cable naranja), así como los cables de alimentación (Cables rojo y marrón). Para la integración de los componentes electrónicos en el Quadrotor se hizo necesario realizar una modificación para llevar estas conexiones al micro-controlador.

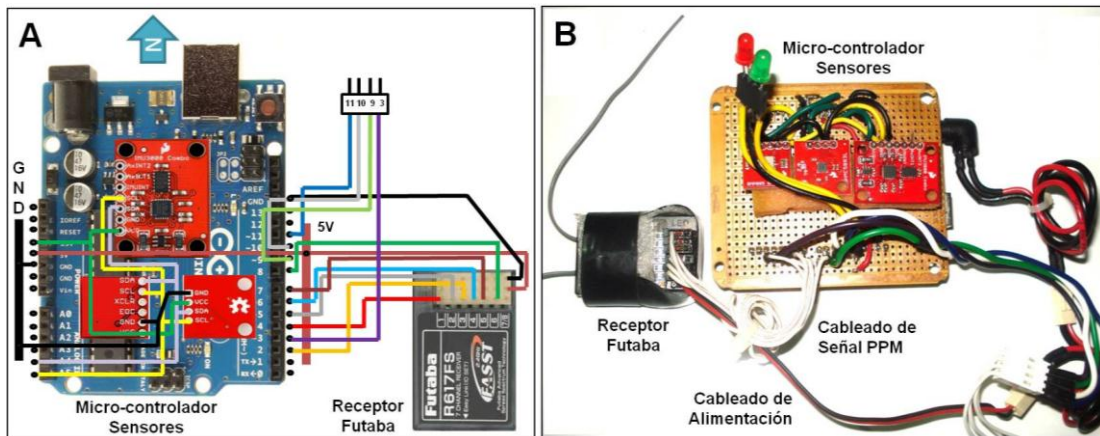
En la Figura 164A, se esquematiza los cambios realizados en este sentido, donde se especifican los puntos de conexión que van desde los puertos de salida del Arduino hacia el ESC. Para lograr esto, se hizo una derivación, separando el cableado de la señal PWM, así como el cableado de alimentación de la tarjeta micro-controladora que proviene del ESC. El resultado final de este trabajo de integración electrónica se puede apreciar en la Figura 164B.

Figura 162. Conexiones Control de velocidad - Micro-controlador.



3. **Micro-controlador - Sensores - Receptor:** Para enviar correctamente las señales de control al ESC, el micro-controlador Arduino debe recibir información del grupo de sensores (IMU, barómetro y magnetómetro) y del receptor del equipo de radio-control. La Figura 165A muestra una gráfica esquemática de las conexiones realizadas entre estos componentes.

Figura 163. Integración Micro-controlador - Sensores - Receptor Futaba.



Cada uno de los sensores recibe información del exterior, la cual es enviada al micro-controlador para su procesamiento y posterior generación de acción de control. En la Tabla 42 se detalla la función que cumple cada sensor adosado a la tarjeta del Arduino UNO:

Tabla 42. Funciones de los sensores

TIPO DE SENSOR	FUNCIÓN
IMU (Acelerómetros, Giróscopos)	Estabilización
Barómetro	Indicación de altitud
Magnetómetro	Indicación de rumbo (orientación)

Al accionar las palancas del radio-control (transmisor), se envía las señales correspondientes (FM/PPM) al receptor, el cual las recibe y re-envía gracias a las conexiones realizadas al micro-controlador, encargado de procesarlas. Cada uno de los canales presentes en el receptor cumple una función en el movimiento o control del Quadrotor, conexiones que se explican en la Tabla 43.

Tabla 43. Funciones de los canales

CANAL	MOVIMIENTO
1	Alabeo
2	Cabeceo
3	Aceleración de los motores
4	Guiñada
5	Auxiliar 1 (Armado)
6	Auxiliar 2 (Magnetómetro - Barómetro)
7/B	Alimentación (5V)

- Batería - Alarma sonora de bajo voltaje:** Con el fin de preservar la vida útil de la batería LiPo y proveer un mecanismo de alerta temprana durante su operación, se instaló un dispositivo electrónico tipo alarma que avisa cuando el voltaje ha descendido a valores cercanos al crítico.

Esta alarma se instala en la conexión del balanceador (Figura 166A), cuando la batería se encuentra correctamente cargada encienden tres (3) luces LED en color verde (Figura 203B) indicando que las tres (3) celdas proveen 12.6 Voltios. La alarma suena y las luces cambian a color rojo cuando el voltaje de la batería desciende a 9.45 Voltios.

Figura 164. Integración Batería – Alarma sonora de bajo voltaje.



En el anexo F se realiza el esquema general correspondiente a la integración electrónica de todos los elementos que conforman el sistema de control.

8.2.2. Medición de corriente en la Batería

Se realizaron pruebas de mediciones de corriente en el banco de caracterización del motor (Ver Figura 76), el resultado de esta prueba se observa en la Tabla 44, donde se aprecia el máximo consumo de corriente que el conjunto motor-hélice requiere y de este modo garantizar una apreciación de la potencia máxima del vehículo; teniendo en cuenta los valores máximos de corriente para un motor se puede realizar los cálculos de la potencia máxima del vehículo (4 motores) de la siguiente manera.

$$P_{max} = V \times I_{4motores} = 11.1V \times 15.5A \times 4 = 688.2 \text{ Watios} \quad (89)$$

Tabla 44. Medición de la demanda de corriente según señal PPM

SEÑAL PPM	CORRIENTE (A)
0	0
1010	0
1037	0
1074	0.9
1111	1.9
1142	3.4
1182	4.9
1218	5.9
1255	6.1
1290	6.4
1326	7.7
1362	8.5
1400	9.8
1440	10.8
1475	11
1514	11.1
1550	11.5
1589	12
1628	12.6
1667	13
1703	13.8
1740	14.1
1772	15
1804	15.1
1837	15.2
1874	15.3
1905	15.5

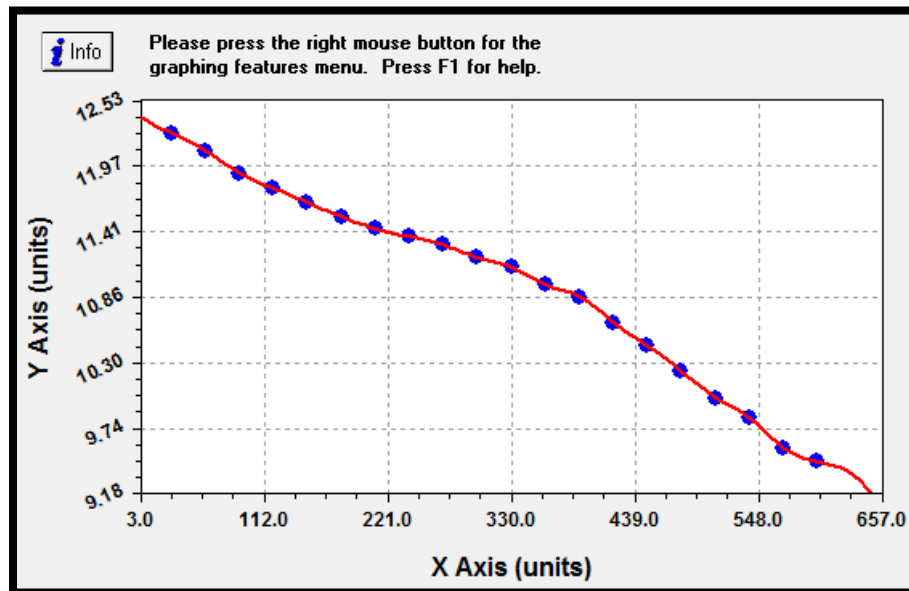
8.2.3. Desempeño de la batería sin carga útil

Se realizaron pruebas de vuelo estacionario sin carga, es decir, sin equipo útil, observando el desempeño de la batería a un régimen constante de aceleración con el fin de estimar la caída de tensión con respecto al tiempo de operación. En la tabla 45 se listan los resultados de esta prueba.

Tabla 45. Desempeño de la batería sin carga útil.

Tiempo[s]	Voltaje[V]
30	12.25
60	12.1
90	11.91
120	11.78
150	11.66
180	11.54
210	11.44
240	11.37
270	11.3
300	11.19
330	11.11
360	10.96
390	10.86
420	10.64
450	10.44
480	10.22
510	10.1
540	9.83
570	9.57
600	9.46

Figura 165. Curva de la caída de voltaje de la batería, prueba sin carga útil.



En la Figura 167, se puede observar el comportamiento del voltaje (eje x), con respecto al tiempo (eje y); donde se aprecia una caída de tensión casi lineal, iniciando desde los 12.45 V (máxima carga por pack) hasta un voltaje mínimo por motivos de seguridad de la batería de 9.6 voltios.

Según esta prueba que se realizó a un 50% de aceleración de los motores del se estima un tiempo de vuelo del vehículo de 9 minutos.

8.2.4. Desempeño de la batería con carga útil

Se realizaron pruebas de vuelo estacionario con una carga útil de 340 gramos adosada en la parte inferior del fuselaje. La palanca de aceleración en el radio-control se mantuvo a un 50% de su recorrido. En la Tabla 46 se listan los resultados de esta prueba.

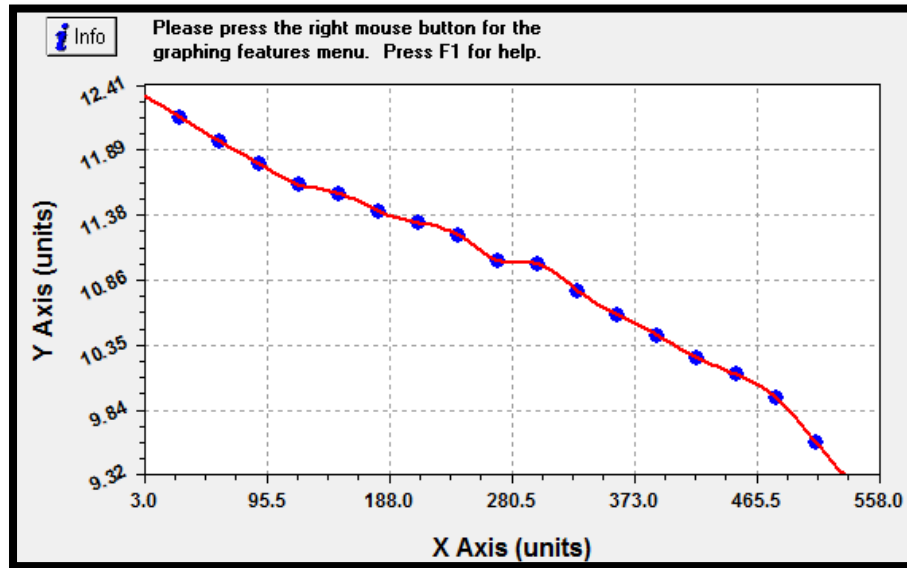
Tabla 46. Desempeño de la batería con carga útil

Tiempo [s]	Voltaje [V]
30	12.15
60	11.96
90	11.78
120	11.62
150	11.55
180	11.41
210	11.32
240	11.22
270	11.02
300	10.99
330	10.78
360	10.59
390	10.43
420	10.25
450	10.12
480	9.93
510	9.58

Observando el desempeño de la batería en la Figura 168, se aprecia una caída de tensión casi lineal, iniciando desde los 12.5 V (máxima carga por pack) hasta un voltaje mínimo por motivos de seguridad de la batería de 9.58 voltios.

Según esta prueba realizada a un 50% de aceleración se estima un tiempo de vuelo de 8.5 minutos. Como se esperaba el tiempo de vuelo disminuye ya que el sistema exige mayor potencia que es consumida de la batería.

Figura 166. Curva de la caída de voltaje de la batería, prueba con carga útil.



8.3. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DEL SOFTWARE

8.3.1. Sintonización de las ganancias óptimas para el sistema de control de estabilidad

Para la sintonización del sistema se utilizó el método experimental de tanteo, ya que se cuenta con una herramienta de interfaz gráfica que permite observar el comportamiento del movimiento a través de las curvas de los sensores. Este método se basa en poner en marcha al sistema con ganancias mínimas en las acciones proporcional, integral y derivativa del controlador, e ir las incrementando en pasos mínimos individualmente hasta conseguir la respuesta adecuada del sistema. El procedimiento de calibración se describe a continuación:

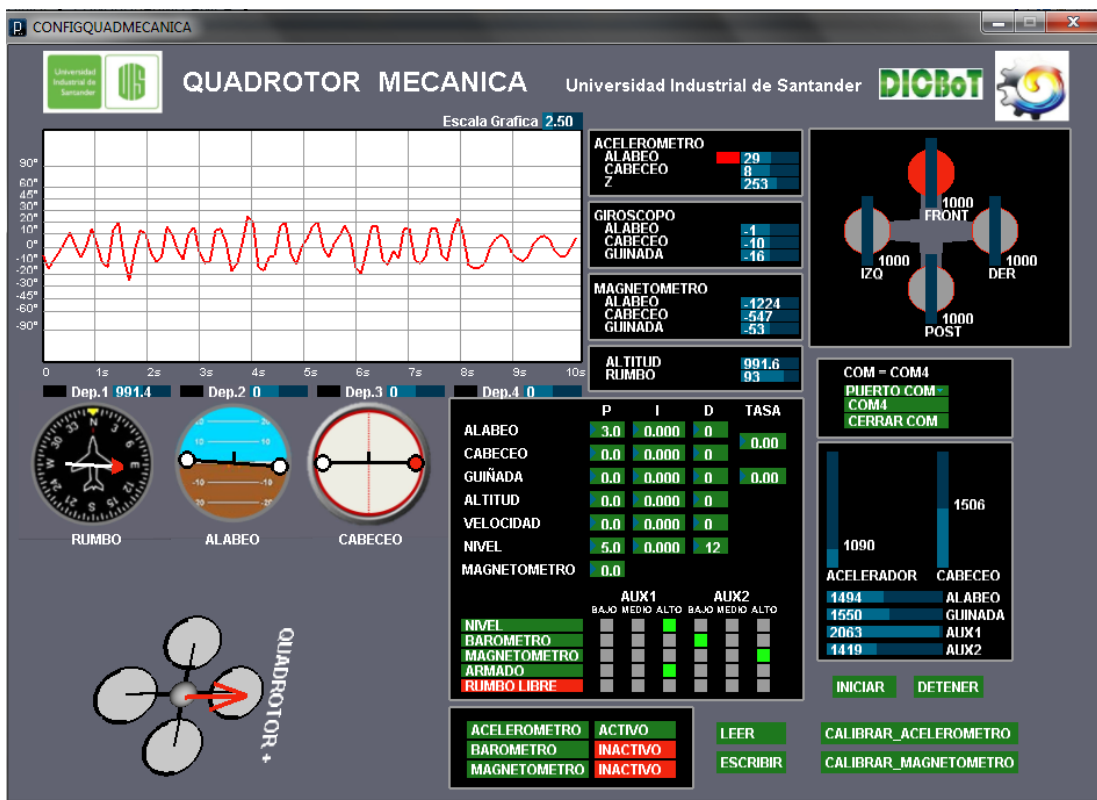
1. Se incrementa la ganancia proporcional hasta que se tenga una respuesta oscilante.
2. Se recomienda disminuir un poco la ganancia proporcional e incrementar en pasos pequeños la ganancia integral mientras se evalúa el sistema en cada caso.
3. Se aumenta la ganancia derivativa en pasos pequeños, hasta obtener un comportamiento cíclico. Después de este ajuste se puede incrementar la ganancia proporcional para mejorar la velocidad de respuesta.
4. Otro procedimiento es el siguiente: trabajar primero con una ganancia proporcional que da una ligera oscilación ante la perturbación; luego se aumenta la acción derivativa hasta eliminar la oscilación.
5. Finalmente se ajusta la acción integral con aumentos muy pequeños hasta eliminar el error u offset.

Para la validación del sistema de control se utilizó los bancos de pruebas mencionados anteriormente, que proveen todos los elementos que gobiernan el sistema. El primero es un soporte donde se sujetan dos motores, permitiendo solo el movimiento en un eje, este se utiliza para configurar las ganancias de los movimientos en alabeo y cabeceo. El segundo banco es una plataforma que cuenta con una junta universal que permite el movimiento del vehículo con 4 grados de libertad. El último banco permite el vuelo cautivo o simplemente sujeto por cables flexibles que permite un vuelo con menos restricciones. A continuación se presenta el procedimiento de sintonización para el movimiento de alabeo, ya que se sigue el mismo proceso para los demás movimientos. Estas pruebas se hicieron con un tiempo de muestreo de 10 segundos, validando el comportamiento de la estabilidad, a través del factor de amortiguamiento (ξ) (ver análisis en anexo H).

1. Ángulo de alabeo con controlador proporcional

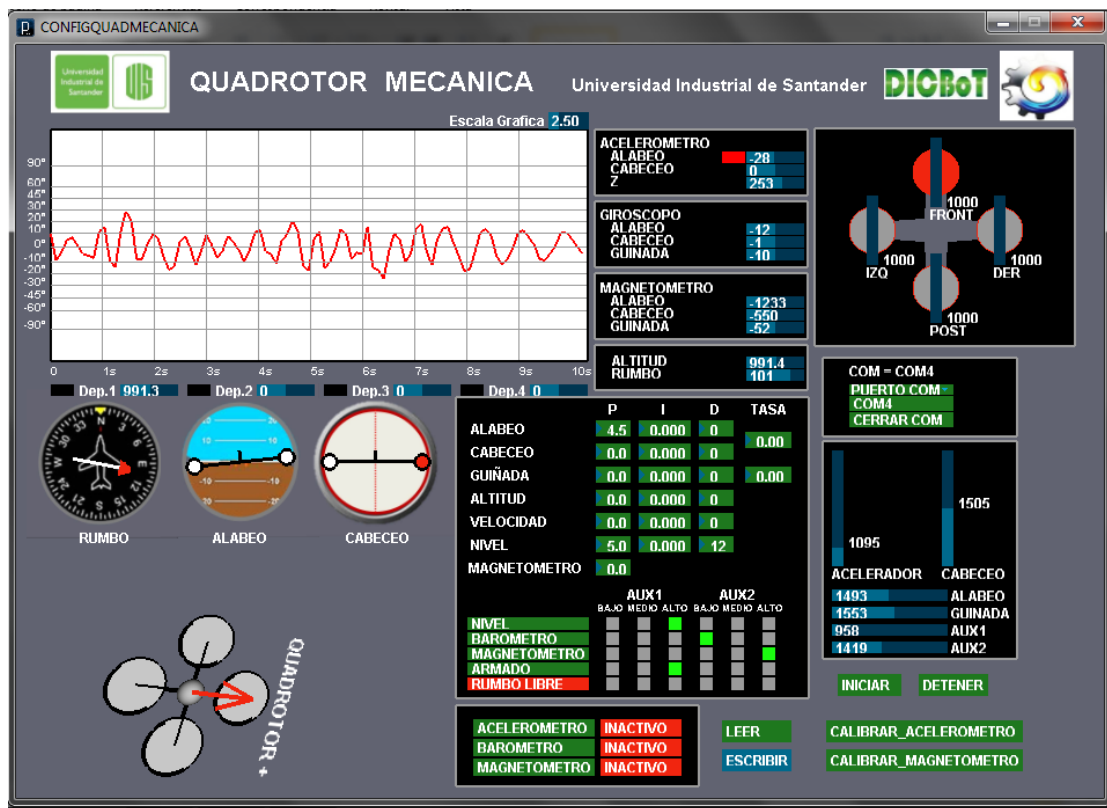
Prueba 1		Característica de la prueba
Proporcional (K_p) =	3	El sistema es muy inestable en el tiempo, presenta oscilaciones cada vez mayores. el sistema presenta un $\xi=0$.
Integral (K_i) =	0	
Derivativo (K_d) =	0	
Tiempo de prueba =	10 s	

Figura 167. Respuesta del control proporcional $K_p=3$ en Prueba 1.



Prueba 2		Característica de la prueba
Proporcional (K_p) =	4.5	El sistema es más inestable en el tiempo, presenta oscilaciones muy violentas.
Integral (K_i) =	0	
Derivativo (K_d) =	0	
Tiempo de prueba =	10 s	

Figura 168. Respuesta del control proporcional $K_p = 4.5$ Prueba 2.

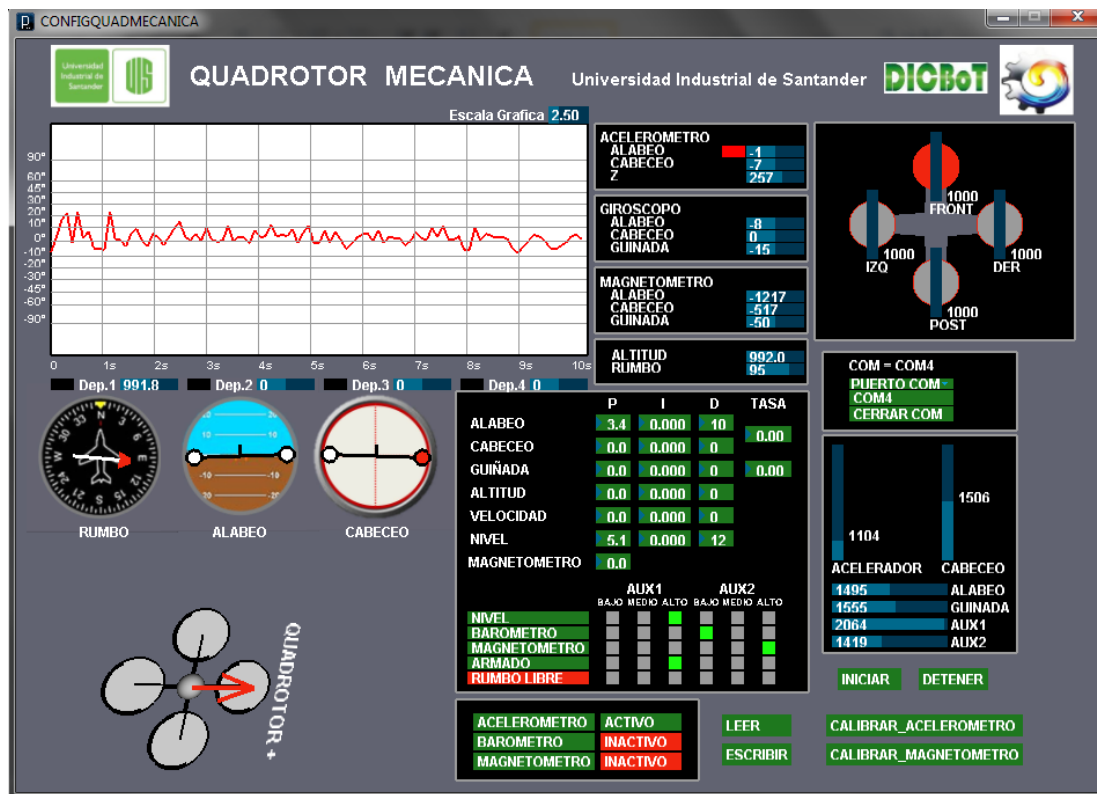


Luego de realizar muchas pruebas no publicadas, se concluye que el ángulo de alabeo y cabeceo no se logra estabilizar con la aplicación de un control proporcional únicamente, ya que al aumentar el K_p , el sistema presenta

oscilaciones muy altas que podrían causar daño a la estructura o posibles accidentes.

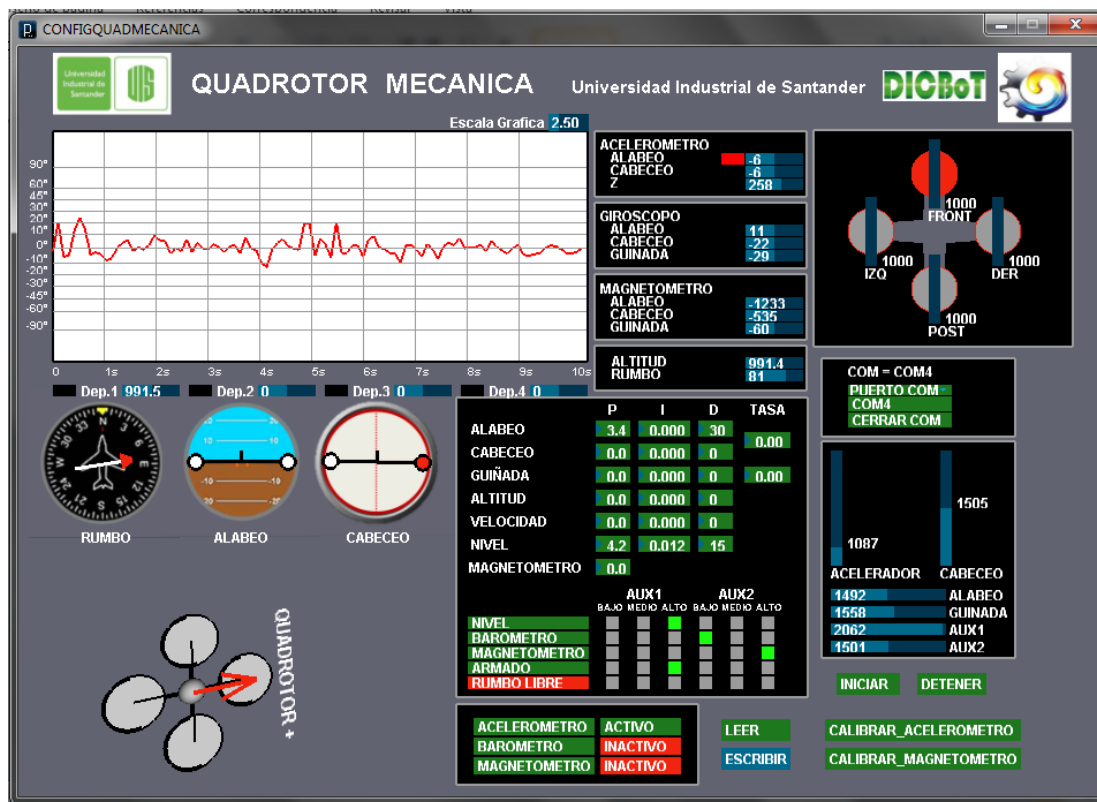
Prueba 3		Característica de la prueba
Proporcional (Kp) =	3.4	El sistema presenta oscilaciones de menor magnitud, pero no se estabiliza totalmente. El factor de amortiguamiento de $\xi=0.17$.
Integral (Ki) =	0	
Derivativo (Kd) =	10	
Tiempo de prueba =	10 s	

Figura 169. Respuesta del control proporcional $K_p=4$, $K_d=10$ Prueba 3.



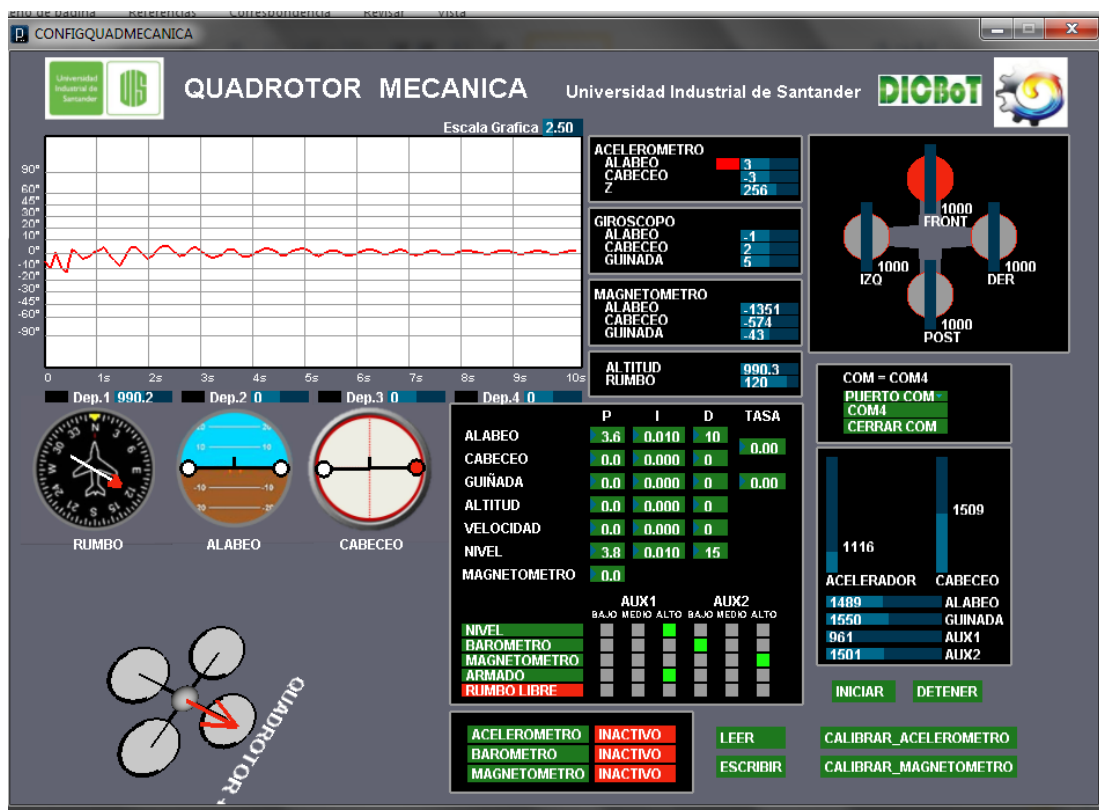
Prueba 4	Característica de la prueba
Proporcional (Kp) = 3.4	El sistema presenta oscilaciones de baja magnitud, muy lentas una tras otras. Se observa una mejora en la respuesta de la estabilidad.
Integral (Ki) = 0	
Derivativo (Kd) = 30	
Tiempo de prueba = 10 s	

Figura 170. Respuesta del control Kp= 3.4 y Kd= 30 Prueba 4.



Prueba 5	Característica de la prueba
Proporcional (Kp) = 3.6	El sistema describe un comportamiento subamortiguado, con $\xi=0.04$; presentando un tiempo de estabilización de 6 segundos aproximadamente.
Integral (Ki) = 0.010	
Derivativo (Kd) = 10	
Tiempo de prueba = 10 s	

Figura 171. Respuesta del control Kp= 3.6, Ki=0.010, Kd=10 Prueba 5.

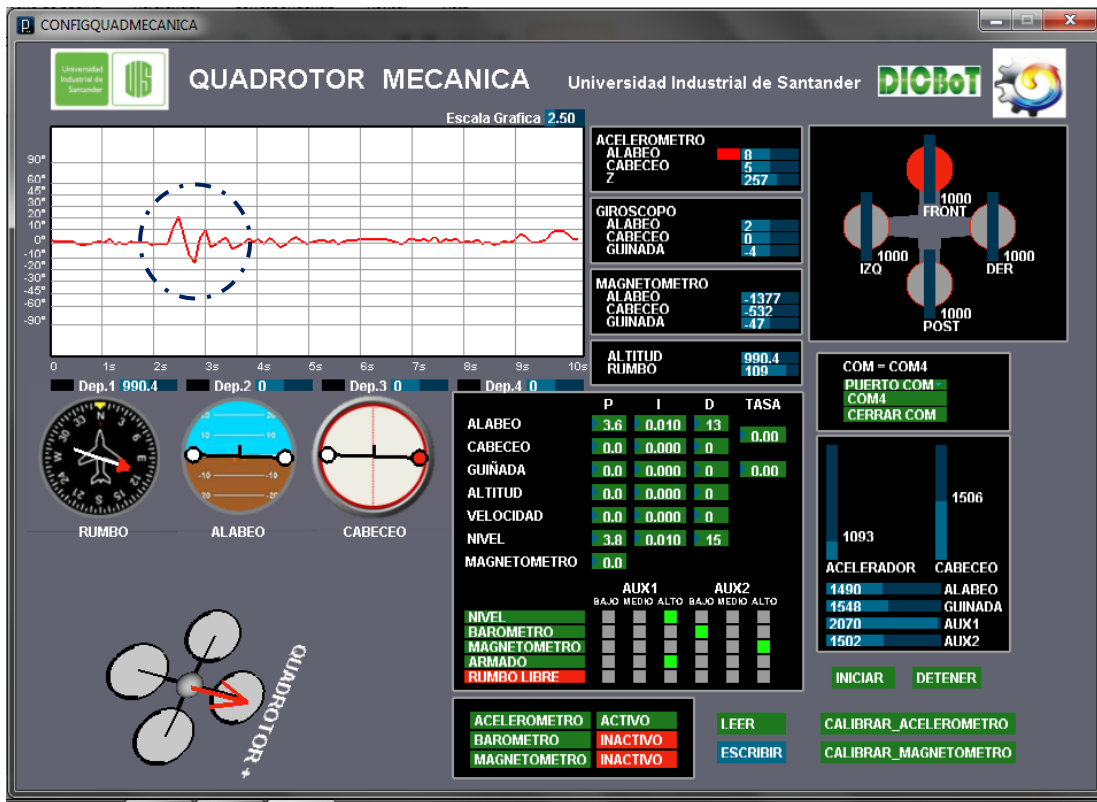


En esta prueba se observa que la acción integral elimina las oscilaciones que se presentaban en las pruebas anteriores. El sistema tiene una

respuesta subamortiguada presentando mínimas oscilaciones estabilizándose en un tiempo mayor.

Prueba 6	Característica de la prueba
Proporcional (Kp) = 3.6	El sistema describe un comportamiento subamortiguado, con un $\xi = 0.12$, mejorando la respuesta de control de la prueba 5.
Integral (Ki) = 0.010	
Derivativo (Kd) = 13	
Tiempo de prueba = 10 s	Tiempo de estabilización de 2.5 segundos

Figura 172. Respuesta del control Kp= 3.6, Ki=0.010, Kd=13, prueba 6.

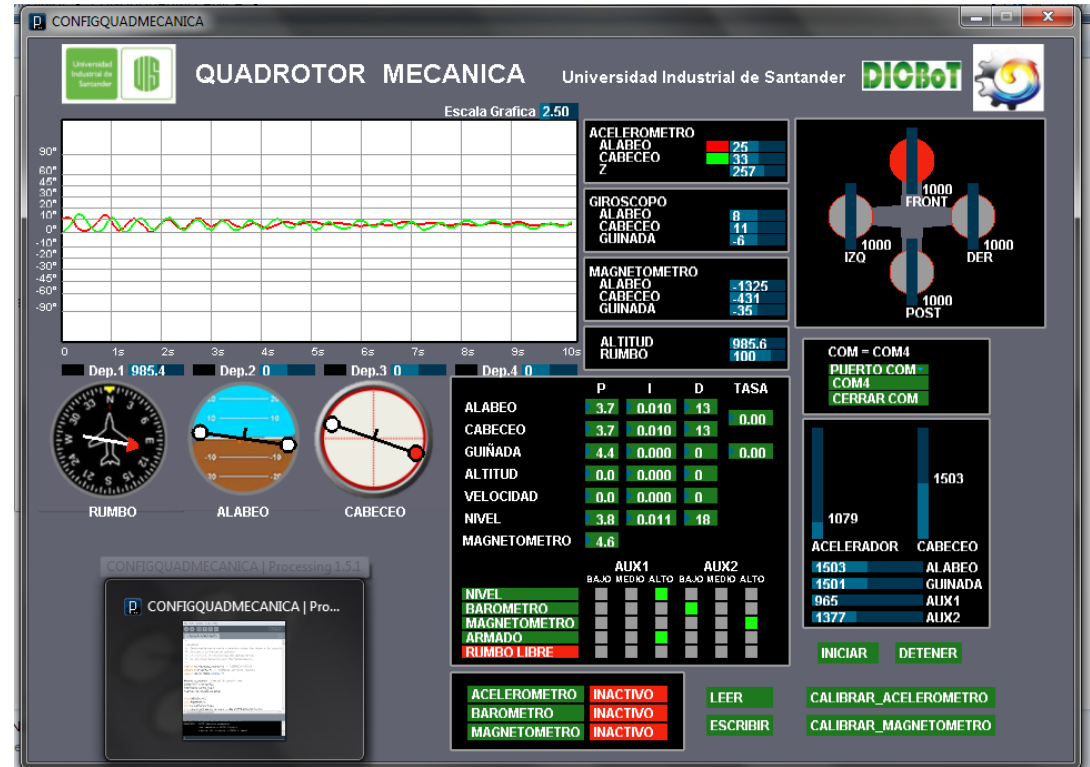


Se puede observar la respuesta rápida luego de realizar una perturbación (circulo azul en la gráfica), después de la cual el sistema tiende a su posición de equilibrio en un corto tiempo.

2. Combinación de los movimientos alabeo y cabeceo

Prueba 7	Característica de la prueba
Proporcional (Kp) = 3.7	Aunque el sistema es sensible a las perturbaciones presenta un comportamiento subamortiguado que tiende a la estabilidad.
Integral (Ki) = 0.010	
Derivativo (Kd) = 13	
Tiempo de prueba = 10 s	

Figura 173. Respuesta control Kp= 3.7, Ki=0.010, Kd=13, para combinación de movimientos de alabeo y cabeceo, prueba 7.



Como resultado de esta última prueba, se puede concluir que estos valores son la mejor combinación encontrada para optimizar la estabilidad del Quadrotor.

Sin embargo, este de hecho no sugiere que sea la única combinación posible que cumpla con los requerimientos de diseño, ya que queda para futuras tareas la búsqueda de una configuración más óptima del controlador PID propuesto o simplemente lograrla con la aplicación de métodos de control más complejos y eficaces.

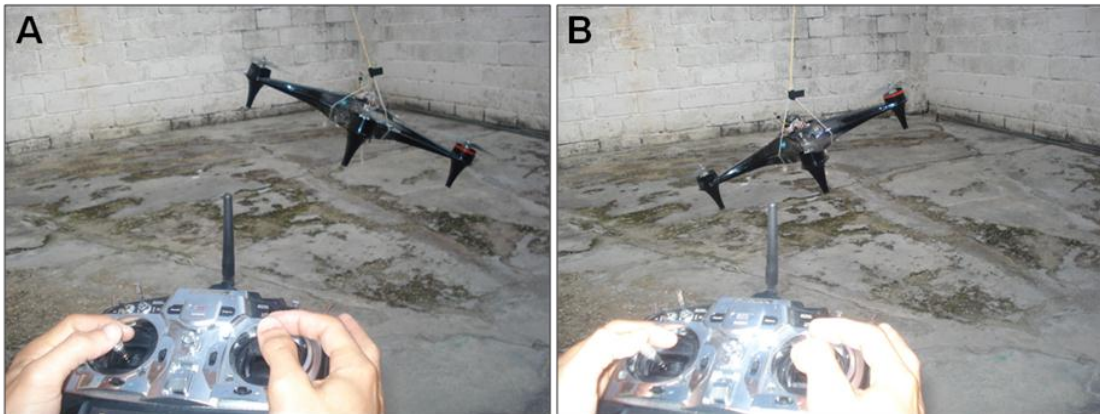
8.4. PRUEBAS DE VUELO

8.4.1. Direcciones de vuelo

En las pruebas de vuelo con el Quadrotor cautivo, se comprobó la funcionalidad y operación de los controles de vuelo encargados de direccionar el vehículo.

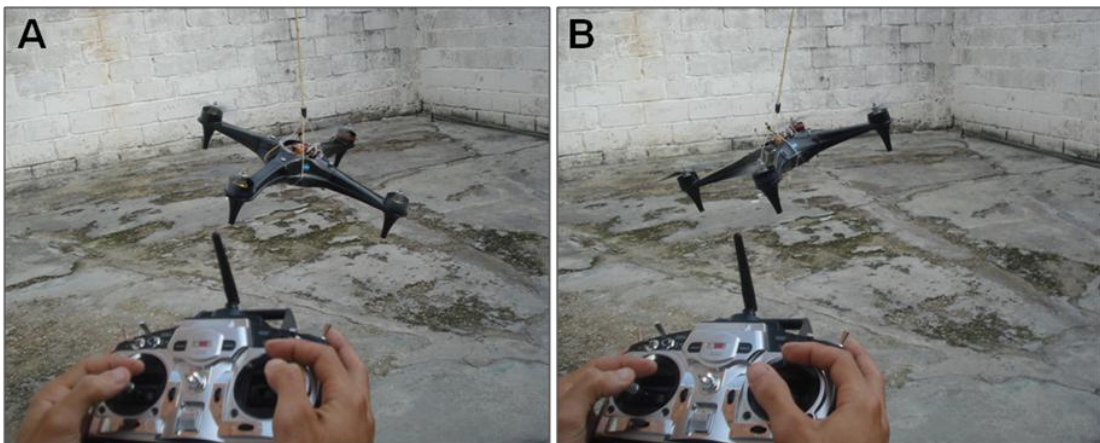
- 1. Cabeceo:** Al empujar la palanca derecha del radio-control, el Quadrotor respondía satisfactoriamente a las órdenes de control transmitidas, moviéndose hacia adelante (Figura 176A) o hacia atrás (Figura 176B).

Figura 174. Movimiento de cabeceo hacia adelante y hacia atrás



2. **Alabeo:** Al operador accionar la palanca derecha en el radio-control en sentido lateral, se producía una reacción en el vuelo del Quadrotor, un desplazamiento hacia la derecha (Figura 177A) al mover la palanca en ese sentido o un desplazamiento hacia la izquierda (Figura 177B) al realizar la misma acción sobre la palanca de mando.

Figura 175. Movimiento de alabeo hacia la derecha y hacia la izquierda



3. **Guiñada:** De igual manera se verificó el correcto funcionamiento del control direccional accionando la palanca de mando izquierda en el

equipo de radio-control. Su movimiento hacia la derecha generaba una rotación en el mismo sentido del vehículo. Al mover el mando hacia el lado izquierdo, el Quadrotor rotaba en esa dirección.

8.4.2. Modos de vuelo

Durante el desarrollo de las pruebas también fueron verificados los diferentes modos de vuelo.

- 1. Decolaje:** Al mover hacia arriba la palanca izquierda del radio-control, se producía un aumento gradual en la potencia de los motores, permitiendo el ascenso del Quadrotor.
- 2. Aterrizaje:** El movimiento gradual hacia debajo de la palanca izquierda del radio-control, produjo una disminución en la potencia y fuerza de sustentación generada.

9. CONCLUSIONES

- Se realizó el diseño mecánico de cada uno de los componentes estructurales del prototipo experimental Quadrotor empleando herramientas computacionales de dibujo y análisis de esfuerzos (CAD/CAE) como:

DISEÑO MECANICO Y ENSAMBLAJE 3D	ANALISIS ESTRUCTURAL (CARGAS, DEFORMACIONES, ESFUERZOS, FACTOR DE SEGURIDAD)
SolidWorks 2010	Ansys Workbench 12

- Se seleccionaron y adquirieron las siguientes materias primas e insumos requeridos para la fabricación de moldes, contra-moldes y piezas estructurales empleados durante el proceso de manufactura:

PROCESO DE MANUFACTURA		
MOLDES	CONTRA-MOLDES	PIEZAS ESTRUCTURALES
Madera Lijas Sellador Poliuretano Laca Poliuretano	Tela de Fibra de Vidrio Cera desmoldante Alcohol Polivinílico Resina Poliéster Catalizador (MEK) Gelcoat	Tela de Fibra de Carbono Resina Epóxica Catalizador Epóxico

- Se ejecutaron los procesos de manufactura necesarios para la fabricación de la estructura del vehículo, cumpliendo con las especificaciones técnicas en cuanto a su dimensionamiento y peso:

PESOS (g)		DIMENSIONES FINALES (mm)	
PESO VACIO	813	LONGITUD (Distancia entre ejes)	604
PESO BASICO	1780	ALTURA (Cúpula base inferior)	55
PESO OPERATIVO	2150	ALTURA (Cúpula base superior)	130
PESO MAXIMO EN DESPEGUE	2650	ALTURA (Tren de Aterrizaje)	85

- Se seleccionaron y adquirieron en el mercado, los siguientes elementos eléctricos y electrónicos financiados por el grupo de investigación DicBot:

CANTIDAD	ELEMENTO
06	Motores Eléctricos Brushless Rimfire 0.10 (35 – 30 – 1250)
04	Controles Electrónicos de Velocidad (ESC) ElectriFly SS3-5 (35A)
06	Hélices plásticas APC 9x6E
06	Hélices plásticas APC 9x6EP
01	Batería LiPo Marca Venom 11.1V (3S) 5000 mAh

- Se seleccionó y adquirió una tarjeta de control embebido tipo ATMEGA Arduino UNO R3, empleada para ejecutar los procesos de adquisición de datos (Señales PPM), control y estabilidad del vehículo.
-
- Se seleccionó y empleó un equipo de radio-control marca Futaba de 7 canales y 2.4 GHz. con el fin de permitir la transmisión de los comandos de vuelo entre el operador y el vehículo.

- Se diseñó y programó un algoritmo de control (OpenSource), basado en el código de programación en lenguaje C++ (versión 2.0) y escrito por Alexandre Dubus para la plataforma multiwii (www.multiwiicopter.com), compatible con Arduino con el fin de establecer las rutinas de control y estabilidad, adaptándolas a los requerimientos del diseño propuesto.
- Se realizó un estudio de la implementación de un filtro de control basado en la técnica PID, empleando herramientas de análisis dinámico computacional como Simulink de Matlab.
- Se realizaron pruebas de vuelo con el vehículo cautivo, con el propósito de verificar su comportamiento, realizando perturbaciones a un ángulo máximo de 20° (alabeo). La sintonización del control PID para mejorar su estabilidad y maniobrabilidad, se hizo asignando valores en las ganancias de $K_p=3.6$, $K_i=0.010$, $K_d=13$; los cuales corresponden a la mejor sintonización a través del método de tanteo o prueba y error.
- Se realizó la programación de una interfaz de comunicación gráfica para el usuario, basada en lenguaje Java, empleando la herramienta gráfica Processing, con el objetivo de configurar, visualizar los diferentes parámetros del sistema como señales de control, mediciones de los sensores, movimientos básicos de vuelo, etc.

10. RECOMENDACIONES

- Se puede optimizar algunos de los procesos de manufactura, como el empleo de autoclaves, sistemas de presión al vacío, maquinado de las piezas de sujeción para lograr una reducción en los costos y tiempos de trabajo, un mejor terminado y acabado de las piezas finales y una alta precisión en el proceso de ensamblaje.
- Realizar simulaciones del comportamiento aerodinámico del modelo aerodinámico empleando software especializados en dinámica de fluidos computacional CFD (Computational Fluid Dynamics).
- Comprobar el comportamiento en vuelo del vehículo mediante el cambio de las hélices por unas de mayor diámetro.
- Con el fin de aumentar la autonomía de vuelo, se puede adicionar un mayor amperaje en la fuente de poder, ya sea empleado otra batería con mayor capacidad o realizar una combinación de dos (2) baterías conectadas en paralelo que suplan las demandas exigidas.
- Ofrecer un programa de capacitación y entrenamiento al personal que operará el Quadrotor en el uso de dispositivos de radiocontrol y equipamiento interno.

- Se debe tener un especial cuidado en la manipulación y operación de la batería LiPo, ya que esta es susceptible a sufrir daños ocasionados en su carga y descarga, que pueden incluso a producir incendio.
- La zona de vuelo libre debe estar libre de obstáculos al operar el Quadrotor, teniendo en cuenta la presencia de personas o animales para no causarles daño y evitar accidentes en tierra y en vuelo.
- Por motivos de seguridad, el quadrotor no debe exceder 45° de inclinación en los movimientos de alabeo y cabeceo.
- Antes de iniciar un vuelo, se debe hacer un chequeo previo de la integridad de los componentes estructurales, equipo eléctrico y electrónico, así como la respectiva calibración del acelerómetro, giróscopo y magnetómetro en una zona a nivel horizontal.

11. DESARROLLOS FUTUROS

- Se puede realizar la implementación de nuevos dispositivos de navegación como GPS, sistemas de telemetría y visión en tiempo real (OSD), para permitir nuevos desarrollos en el campo de vuelos autónomos.
- Se puede incorporar un sistema de comunicación inalámbrica (Xbee) que permita la transferencia de datos entre los dispositivos y sensores internos.
- Mejorar la estabilidad, se puede instalar en el vehículo nuevos sistemas de control más complejos y eficientes.
- Se pueden implementar nuevos sistemas de control tales como control de redes neuronales o control fuzzy.
- Para instalar una cámara fotográfica o de video que sirva como instrumento de observación, se puede diseñar una plataforma o estructura para su montaje.
- Se puede implementar un control para mejorar la estabilidad y movimiento de la cámara, eliminando posibles problemas causados por vibraciones en las mismas.

BIBLIOGRAFIA

Bento María de Fátima, "UNMANNED AERIAL VEHICLES: AN OVERVIEW", insideGNSS, January-February, 2008.

Cristóbal Ángel, TÉCNICA: MOTORES ELÉCTRICOS BRUSHLESS, Revista AEROTEC, Número 108, RDM Editorial, Madrid, España, 2003.

Cotte Corredor Jorge Mario, et al. DISEÑO DE CONTROL ROBUSTO DE VELOCIDAD DE MOTORES BRUSHLESS PARA ROBÓTICA AÉREA, Universidad Nacional de Colombia, 2010.

Department of Defense, Unmanned Systems Integrated Roadmap 2009-2034, USA, Washington D.C., March 12, 2009.

Enciclopedia Aviones de Guerra, "El combate aéreo hoy", Editorial Planeta-De Agostini S.A., Volumen II, Fascículo No.17, Barcelona, España, Diciembre 1986.

Federal Aviation Administration, Advisory CIRCULAR AC 91-57 "MODEL AIRCRAFT OPERATING STANDARDS", Washington D.C., June 9, 1981.

Jáuregui Uribe Alejandra Lucía, et al. DISEÑO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE CABECEO Y ALABEO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV), Universidad Industrial de Santander, 2010.

J. J. Craig, INTRODUCTION TO ROBOTICS - MECHANICS Y CONTROL, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., USA, 2nd edn edition, 1989.
<http://es.scribd.com/doc/52377374/Introduction-to-robotics-mechanics-and-control-2nd-ed-1986-John-J-Craig>

Lloyd R. Jenkinson, AIRCRAFT DESIGN PROJECTS FOR ENGINEERING STUDENTS, Butterworth Heinemann.

P. Castillo, R. Lozano, A. E. Dzul, MODELLING AND CONTROL OF MINI-FLYING MACHINES. Ed. Springer 2005.
http://pixhawk.ethz.ch/_media/dev/literature/modelling_and_control_of_mini-flying_machines.pdf

Peña Giraldo Mauricio Vladimir, et al. MODELAMIENTO DINÁMICO Y CONTROL LQR DE UN QUADROTOR, Universidad Libre, 2010.

Plataforma Aeroespacial Española, SISTEMAS AÉREOS NO TRIPULADOS “VISIÓN ESTRATÉGICA ESPAÑOLA”, Doc. N°: PAE/Doc-UA/1006, Madrid, España, 2010.

Reg Austin, UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS: UAV'S DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT, Wiley Publication, United Kingdom, 2010.

S. Bouabdallah, DESIGN AND CONTROL OF QUADROTORS WITH APPLICATION TO AUTONOMOUS FLYING, Ed. EPFL 2007.
http://biblion.epfl.ch/EPFL/theses/2007/3727/EPFL_TH3727.pdf

S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart, DYNAMIC MODELLING OF UAVS, Technical Report Version 2.0, Autonomous Systems Laboratory - EPFL, May 2006. [http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Dynamic_Modeling_of_Fixed-Wing_UAVs_\(12.05.2006\).pdf](http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Dynamic_Modeling_of_Fixed-Wing_UAVs_(12.05.2006).pdf)

S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart, PID VS LQ CONTROL TECHNIQUES APPLIED TO AN INDOOR MICRO QUADROTOR. International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2004.

S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart, DESIGN AND CONTROL OF AN INDOOR MICRO QUADROTOR. International Conference on Robotics and Automation, Mayo 2004.

<http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.89.842&rep=rep1&type=pdf>

S.D, Prior, et al. THE FUTURE OF BATTLEFIELD MICRO AIR VEHICLE SYSTEMS, Middlesex University, School of Engineering and Information Sciences, Department of Product Design and Engineering, London, United Kingdom, 2009.

S. Esteban, CONTROL NOLINEAL EN TRES ESCALAS DE TIEMPO DE UN HELICÓPTERO DE RADIO/ CONTROL SOBRE UNA PLATAFORMA. Technical report, Universidad de Sevilla, Sevilla, ES, 2005.

http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/70017/fichero/Tesis_Master_GuilhermeRaffo.pdf

Shepard Press Ltd, UNMANNED VEHICLES HANDBOOK 2008, United Kingdom, December, 2007.

S.L. Waslander, C. J. Tomlin, G. M. Hoffmann, QUADROTOR HELICOPTER TRAJECTORY TRACKING CONTROL, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Agosto 2008.

Steven J Zaloga, UNMANNED AERIAL VEHICLES: ROBOTIC AIR WARFARE 1917-2007, Osprey Publishing Ltd, United Kingdom, 2008.

T. Bresciani, MODELLING, IDENTIFICATION AND CONTROL OF A QUADROTOR HELICOPTER, Department of Automatic Control 2008.
http://roboticsclub.org/redmine/attachments/467/Quadrotor_Bible.pdf

Thomas P. Ehrhard, AIR FORCE UAV'S THE SECRET HISTORY, Mitchell Institute Study, United States of America, July 2010.

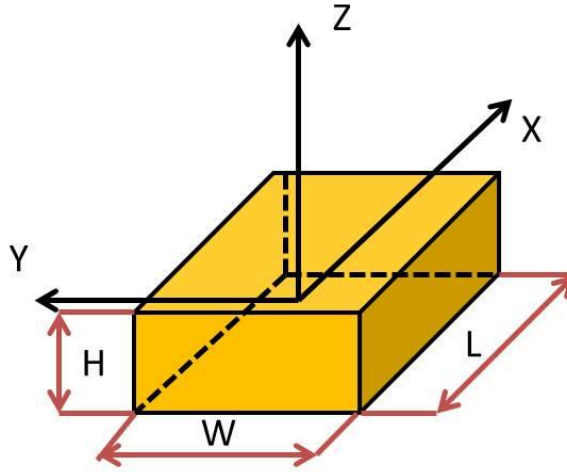
V. Mistler, A. Benallegue, N. K. M'Sirdi, EXACT LINEARIZATION AND NONINTERACTING CONTROL OF A 4 ROTORS HELICOPTER VIA DYNAMIC FEEDBACK, In Proc. IEEE Int. Workshop on Robot and Human Inter. Communic., 2001.

ANEXOS

ANEXO A. GEOMETRÍAS Y EL CÁLCULO DE LOS MOMENTOS DE INERCIA

- **Rectángulo prismático sólido:** Como se muestra en la Figura A este cuerpo presenta una longitud L , ancho W , altura H , masa m y una densidad constante de $\rho = \frac{m}{L \cdot W \cdot H}$.

Figura A. Sólido rectangular prismático



$$\begin{aligned}
 I_X &= \int_z \int_y \int_x \rho (y^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_X &= \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_{-\frac{W}{2}}^{\frac{W}{2}} \int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}} (y^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_X &= \rho \left(L H \int_{-\frac{W}{2}}^{\frac{W}{2}} y^2 dy + L W \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} z^2 dz \right) = \\
 I_X &= \frac{m}{L W H} \left(L H \frac{W^3}{12} + L W \frac{H^3}{12} \right) = \\
 I_X &= m \left(\frac{W^2}{12} + \frac{H^2}{12} \right)
 \end{aligned}$$

$$I_Y = \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + z^2) dx dy dz =$$

$$I_Y = \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_{-\frac{W}{2}}^{\frac{W}{2}} \int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}} (x^2 + z^2) dx dy dz =$$

$$I_Y = \dots = m \left(\frac{L^2}{12} + \frac{H^2}{12} \right)$$

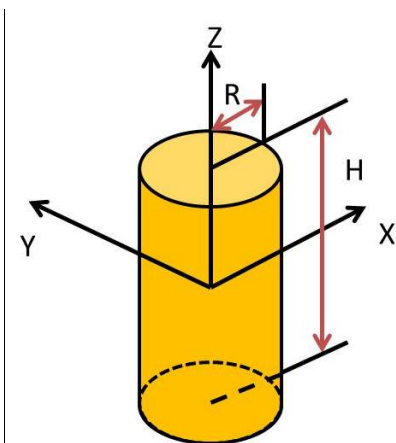
$$I_Z = \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + y^2) dx dy dz =$$

$$I_Z = \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_{-\frac{W}{2}}^{\frac{W}{2}} \int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}} (x^2 + y^2) dx dy dz =$$

$$I_Z = \dots = m \left(\frac{L^2}{12} + \frac{W^2}{12} \right)$$

- **Cilindro sólido:** Con radio R , altura H , masa m y una densidad constante de $\rho = \frac{m}{\pi R^2 H}$, como se muestra en la Figura B.

Figura B. Cilindro sólido



$$\begin{aligned}
I_X &= \int_z \int_y \int_x \rho(y^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_X &= \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_{-\frac{R}{2}}^{\frac{R}{2}} \int_{-\sqrt{\left(\frac{R}{2}\right)^2 - y^2}}^{\sqrt{\left(\frac{R}{2}\right)^2 - y^2}} (y^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_X &= \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R (r^2 \sin^2 \theta + z^2) r dr d\theta dz = \\
I_X &= \rho \left(H \int_0^R r^3 dr \int_0^{2\pi} \sin^2 \theta d\theta + 2\pi \int_0^R r dr \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} z^2 dz \right) = \\
I_X &= \frac{m}{\pi R^2 H} \left(H \frac{R^4}{4} \pi + 2\pi \frac{R^2}{2} \frac{H^3}{12} \right) = \\
I_X &= m \left(\frac{R^2}{4} + \frac{H^2}{12} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
I_Y &= \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_Y &= \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R (r^2 \cos^2 \theta + z^2) r dr d\theta dz = \\
I_Y &= \dots = m \left(\frac{R^2}{4} + \frac{H^2}{12} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
I_Z &= \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + y^2) dx dy dz = \\
I_Z &= \rho \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R (r^2 \cos^2 \theta + r^2 \sin^2 \theta) r dr d\theta dz = \\
I_Z &= \dots = m \left(\frac{R^2}{2} \right)
\end{aligned}$$

- **Cilindro solido de densidad variable:** Con radio R , altura H , masa m y una densidad $\rho = \frac{m}{2\pi R H r}$. La geometría es idéntica a la mostrada en la Figura B.

$$\begin{aligned}
I_X &= \int_z \int_y \int_x \rho(y^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_X &= \frac{m}{2\pi R H} \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_{-\frac{R}{2}}^{\frac{R}{2}} \int_{-\sqrt{\left(\frac{R}{2}\right)^2 - y^2}}^{\sqrt{\left(\frac{R}{2}\right)^2 - y^2}} \frac{1}{r} (y^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_X &= \frac{m}{2\pi R H} \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{1}{r} (r^2 \sin^2 \theta + z^2) r dr d\theta dz = \\
I_X &= \frac{m}{2\pi R H} \left(H \int_0^R r^2 dr \int_0^{2\pi} \sin^2 \theta d\theta + 2\pi R \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} z^2 dz \right) = \\
I_X &= \frac{m}{2\pi R H} \left(H \frac{R^3}{3} \pi + 2\pi R \frac{H^3}{12} \right) = \\
I_X &= m \left(\frac{R^2}{6} + \frac{H^2}{12} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
I_Y &= \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + z^2) dx dy dz = \\
I_Y &= \frac{m}{2\pi R H} \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{1}{r} (r^2 \cos^2 \theta + z^2) r dr d\theta dz = \\
I_Y &= \dots = m \left(\frac{R^2}{6} + \frac{H^2}{12} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
I_Z &= \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + y^2) dx dy dz = \\
I_Z &= \frac{m}{2\pi R H} \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{1}{r} (r^2 \cos^2 \theta + r^2 \sin^2 \theta) r dr d\theta dz =
\end{aligned}$$

$$I_z = \dots = m \left(\frac{R^2}{3} \right)$$

Si el centro de masa del objeto no es igual al origen de los ejes (asumido como el centro de gravedad del Quadrotor), existe un teorema (teorema de ejes paralelos) el cual ayuda a determinar el momento de inercia sin necesidad de recalculas las integrales.

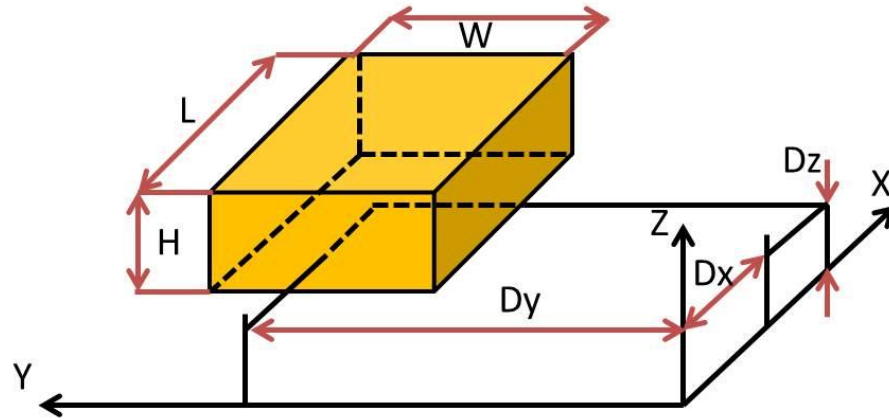
El teorema establece que si el objeto es desplazado una distancia D desde el eje de rotación del centro de gravedad, el desplazamiento y el momento de inercia son relacionados con la siguiente ecuación:

$$I_{desplazado} = I_{centro} + mD^2$$

A continuación se deduce un ejemplo con un prisma rectangular macizo con los ejes desplazados del origen.

Se tiene una longitud L , ancho W , altura H , distancia del (CG) centro de gravedad D_x con respecto al eje x , la distancia del CG con respecto al eje y D_y distancia del CG con respecto al eje z D_z , masa m y una densidad constante $\rho = \frac{m}{LWH}$. La Figura C muestra esta geometría:

Figura C. Rectángulo prismático macizo con centro de gravedad desplazado.



$$\begin{aligned}
 I_X &= \int_z \int_y \int_x \rho(y^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_X &= \rho \int_{D_z - \frac{H}{2}}^{D_z + \frac{H}{2}} \int_{D_y - \frac{W}{2}}^{D_y + \frac{W}{2}} \int_{D_x - \frac{L}{2}}^{D_x + \frac{L}{2}} (y^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_X &= \rho \left(L H \int_{D_y - \frac{W}{2}}^{D_y + \frac{W}{2}} y^2 dy + L W \int_{D_z - \frac{H}{2}}^{D_z + \frac{H}{2}} z^2 dz \right) = \\
 \frac{m}{L W H} \left(L H \left(\frac{W^3}{12} + W D_y^2 \right) + L W \left(\frac{H^3}{12} + H D_z^2 \right) \right) &= \\
 I_X &= m \left(\frac{W^2}{12} + \frac{H^2}{12} \right) + m(D_y^2 + D_z^2)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 I_Y &= \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_Y &= \rho \int_{D_z - \frac{H}{2}}^{D_z + \frac{H}{2}} \int_{D_y - \frac{W}{2}}^{D_y + \frac{W}{2}} \int_{D_x - \frac{L}{2}}^{D_x + \frac{L}{2}} (x^2 + z^2) dx dy dz = \\
 I_Y &= \dots = m \left(\frac{L^2}{12} + \frac{H^2}{12} \right) + m(D_x^2 + D_z^2)
 \end{aligned}$$

$$I_Z = \int_z \int_y \int_x \rho(x^2 + y^2) dx dy dz =$$

$$I_Z = \rho \int_{D_z - \frac{H}{2}}^{D_z + \frac{H}{2}} \int_{D_y - \frac{W}{2}}^{D_y + \frac{W}{2}} \int_{D_x - \frac{L}{2}}^{D_x + \frac{L}{2}} (x^2 + y^2) dx dy dz =$$

$$I_Z = \cdots = m \left(\frac{L^2}{12} + \frac{W^2}{12} \right) + m (D_x^2 + D_y^2)$$

ANEXO B. PROTOCOLO DE COMUNICACIÓN I2C

Es un bus muy usado en la industria, principalmente para comunicar microcontroladores y sus periféricos en sistemas integrados y generalizando más para comunicar circuitos integrados entre sí que normalmente residen en un mismo circuito impreso como es en el caso del presente trabajo que se utiliza en la transferencia de datos de los sensores de medición inercial.

El protocolo I2C se usa ya que permite mayor confianza al tradicional método de enviar datos ya que previene menores perturbaciones. I2C es un bus de comunicaciones en serie. Proviene del inglés Inter-Integrated Circuit (Circuitos Inter-Integrados). La velocidad es de 100Kbits por segundo en el modo estándar, aunque también permite velocidades de 3.4 Mbit/s.

Las características más sobresalientes del bus I2C son:

- Se necesitan solamente dos líneas, la de datos (SDA) y la de reloj (SCL).
- Cada dispositivo conectado al bus tiene un código de dirección seleccionable mediante software. Haciendo permanentemente una relación
- los dispositivos son conectados a través Maestro/Esclavo
- El bus permite la conexión de varios maestros, ya que incluye un detector de colisiones.
- Los datos y direcciones se transmiten con palabras de 8 bits.

Los dispositivos conectados al bus I2C tienen una dirección única para cada uno. También pueden ser maestros o esclavos. El dispositivo maestro inicia la transferencia de datos y además genera la señal de reloj, pero no es necesario que el maestro sea siempre el mismo dispositivo, esta característica se la pueden ir pasando los dispositivos que tengan esa capacidad. Esta característica hace que al bus I2C se le denomine bus múltimaestro.

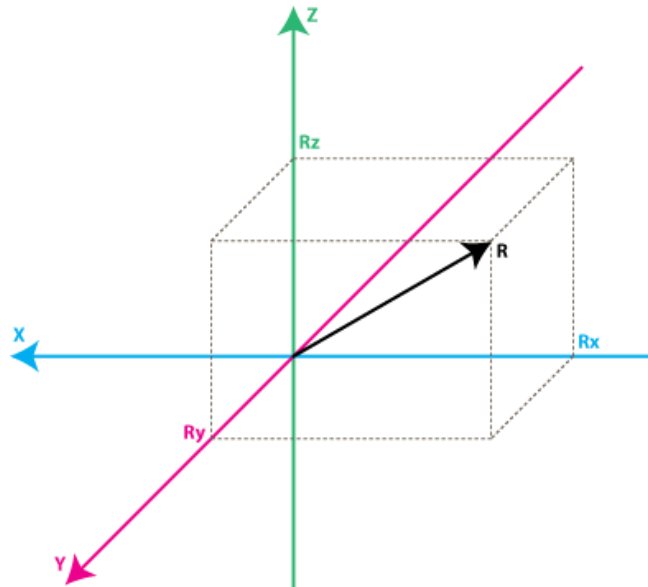
ANEXO C. ESTIMACIÓN DE LOS ÁNGULOS DE EULER

Como se ha mencionado anteriormente; los ángulos de navegación son determinados por las mediciones que arroja la IMU compuesta por un acelerómetro y un giróscopo; es útil entender cómo interactúan las fuerzas externas en la medición de estos movimientos con el fin de calcular los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada con respecto al plano horizontal del vehículo; a continuación se presenta una breve explicación del cálculo de estas mediciones.

Medidas del acelerómetro

Para representar las fuerzas externas que influyen en el acelerómetro es práctico fijar el sistema de coordenadas de los ejes del acelerómetro e imaginar que el vector fuerza gira alrededor de nosotros.

Figura A. Modelo vectorial de las medidas del acelerómetro.



http://www.starlino.com/wp-content/uploads/data/imu_guide/01.png

Según este modelo de la figura A, el vector R es el vector de fuerza que el acelerómetro está midiendo (que podría ser o bien la fuerza de la gravedad, una fuerza de inercia de algún movimiento o una combinación de ambos) R_x , R_y , R_z ; son las proyecciones del vector R en los ejes X , Y , Z . Teniendo en cuenta la siguiente relación:

$$R^2 = R_x^2 + R_y^2 + R_z^2 \quad (1)$$

Lo anterior es el equivalente al teorema de Pitágoras en 3 dimensiones.

Si se reemplaza en la fórmula anterior, con la fuerza de gravitación de $1g$, tenemos:

$$R = \sqrt{(-0.5)^2 + (0)^2 + (-0.5)^2}$$

Para obtener las mediciones de estas componentes en los tres ejes, los acelerómetros brindan información a través de un protocolo en serie como I^2C , SPI y $USART$, proporcionando la salida a un nivel de tensión dentro de un rango predefinido; por ello es necesario convertir a un valor digital mediante un módulo ADC (convertidor analógico-digital). En este caso se tiene un módulo ADC de 10 bit que dará salida a un valor en el rango de 0 a 1023, nótese que $1023 = (2^{10} - 1)$. Un módulo ADC de 12 bit dará salida a un valor en el rango de 0 a 4095, nótese que $4095 = (2^{12} - 1)$.

Considerando que el módulo ADC de 10 bits genera valores para los tres canales o ejes del acelerómetro:

$$ADCR_x = 586$$

$$ADCR_y = 630$$

$$ADCR_z = 561$$

Cada módulo ADC tendrá un voltaje de referencia, en nuestro caso es de 3.3V. Para convertir un valor ADC de 10 bits a un voltaje se utiliza la siguiente fórmula:

$$VoltsRx = ADCRx * Vref / 1023 \quad (2)$$

Aplicando esta fórmula a los 3 canales, tenemos:

$$VoltsRx = 586 * 3.3V / 1023 = \sim 1.89V \quad (\text{Se redondea el resultado a 2 decimales})$$

$$VoltsRy = 630 * 3.3V / 1023 = \sim 2.03V$$

$$VoltsRz = 561 * 3.3V / 1023 = \sim 1.81V$$

Cada acelerómetro tiene un nivel de tensión de gravedad cero, se puede encontrar en las especificaciones, y que corresponde a 0 g. Para ejemplo se asume una tensión $V_{ceroG} = 1.65V$ y se calcula los cambios de tensión de la gravedad cero de la siguiente manera:

$$DeltaVoltiosRx = 1.89V - 1.65V = 0.24V$$

$$DeltaVoltiosRy = 2.03V - 1.65V = 0.38V$$

$$DeltaVoltiosRz = 1.81V - 1.65V = 0.16V$$

Ahora se tienen las lecturas del acelerómetro en voltios, para convertir este voltaje en gramos se aplica la sensibilidad, que por lo general se expresa en mV/g ; asumiendo que la sensibilidad es igual a $478.5mV/g = 0.4785V/g$. Los

valores de sensibilidad se pueden encontrar en las especificaciones técnicas del acelerómetro. Para obtener los valores finales de fuerza expresadas en gramos se utiliza la siguiente fórmula:

$$Rx = \text{DeltaVoltiosRx} / \text{Sensibilidad}$$

$$Rx = 0.24V / 0.4785V/g = \sim 0.5g$$

$$Ry = 0.38V / 0.4785V/g = \sim 0.79g$$

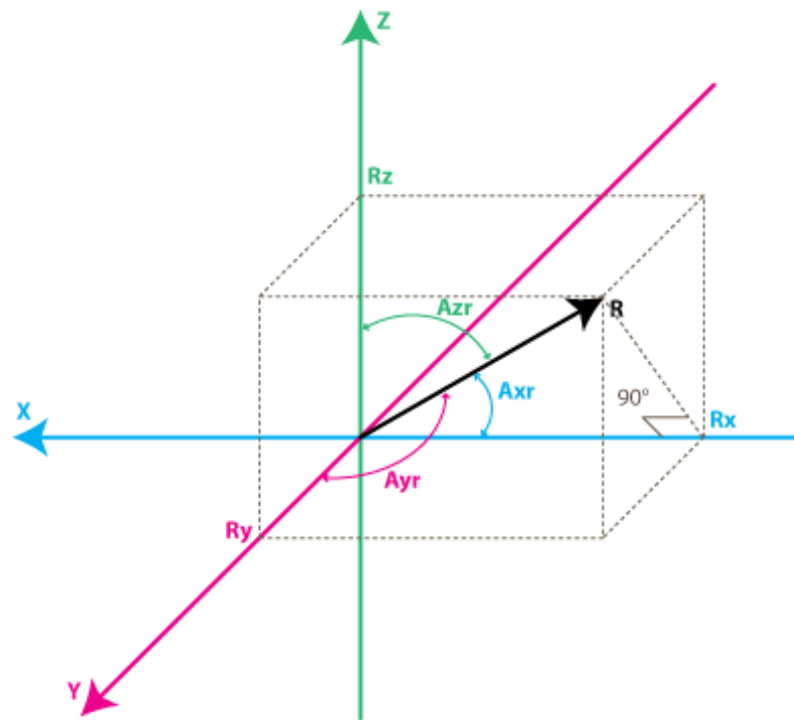
$$Rz = 0.16V / 0.4785V/g = \sim 0.33g$$

En forma general para convertir los vectores fuerza en gramos, tenemos definido el vector de la fuerza de inercia si el dispositivo no está sujeto a otras fuerzas distintas de la gravitación.

$$\begin{aligned} Rx &= (ADCRx * Vref / 1023 - VceroG) / \text{Sensibilidad} \\ Ry &= (ADCRy * Vref / 1023 - VceroG) / \text{Sensibilidad} \\ Rz &= (ADCRz * Vref / 1023 - VceroG) / \text{Sensibilidad} \end{aligned} \quad (3)$$

Ahora para calcular la inclinación del dispositivo con respecto al suelo se puede calcular el ángulo entre el vector y el eje Z, dividiendo el resultado en 2 componentes: la inclinación en el eje X e Y que se puede calcular con el ángulo entre el vector de la gravitación y los ejes X/Y.

Figura B. Ángulos respecto a la horizontal del vector inercial.



Fuente: http://www.starlino.com/wp-content/uploads/data/imu_guide/02.png

Regresando al modelo pasado, se hacen algunas anotaciones adicionales:

Los ángulos que nos interesan son los ángulos entre X, Y, Z del vector de fuerza R . Se definen estos ángulos, como A_{xr} , A_{yr} , A_{zr} . Se puede notar desde el triángulo rectángulo formado por R y R_x que:

$\cos(A_{xr}) = R_x/R$, y similarmente:

$\cos(A_{yr}) = R_y/R$,

$\cos(A_{zr}) = R_z/R$

Donde se deduce de la ecuación (1) que $R = \sqrt{Rx^2 + Ry^2 + Rz^2}$.

Podemos encontrar nuestros ángulos usando la función $\arccos()$.

$$\begin{aligned} A_{xr} &= \arccos(Rx/R) \\ A_{yr} &= \arccos(Ry/R) \\ A_{zr} &= \arccos(Rz/R) \end{aligned} \quad (4)$$

Para continuar se hace necesario tener algunas anotaciones más útiles:

$$\begin{aligned} \cos X &= \cos(A_{xr}) = Rx/R \\ \cos Y &= \cos(A_{yr}) = Ry/R \\ \cos Z &= \cos(A_{zr}) = Rz/R \end{aligned} \quad (5)$$

Este triplete se llama dirección coseno, y básicamente representa el vector unitario que tiene la misma dirección que nuestro vector R . Se puede comprobar fácilmente que:

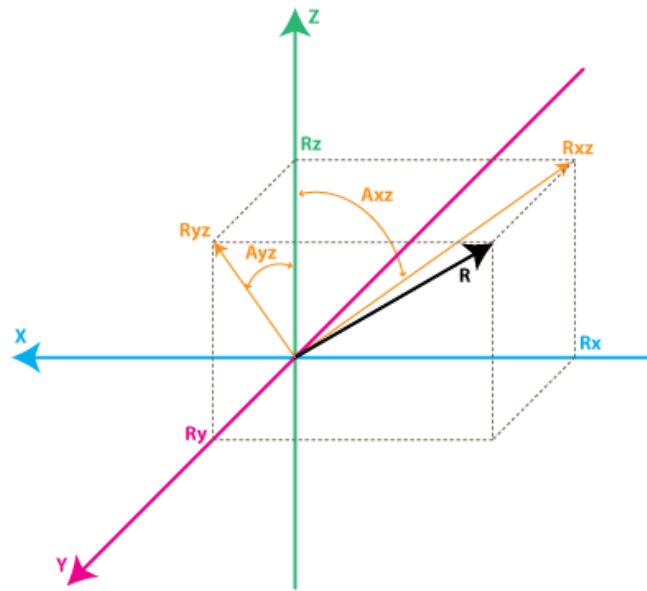
$$\sqrt{(\cos X)^2 + (\cos Y)^2 + (\cos Z)^2} = 1$$

Esta es una excelente propiedad, ya que simplifica cálculos en la dirección de nuestro vector de inercia.

Medición del giróscopo

Realizando de igual manera que el acelerómetro; se tienen un segundo modelo para el acelerómetro y ahora se mostrará lo que hace la medida del giroscopio de acuerdo con este modelo.

Figura C. Modelo vectorial de las medidas del gir6scopo



Fuente: http://www.starlino.com/wp-content/uploads/data/imu_guide/03.png

Cada canal del gir6scopo mide la rotaci6n alrededor de uno de los ejes. Por ejemplo, un gir6scopo de 2 ejes medir6 la rotaci6n alrededor de los ejes X e Y. Para expresar esta rotaci6n en primer lugar se define lo siguiente:

R_{xz} – es la proyecci6n de la fuerza R , en el plano XZ

R_{yz} – es la proyecci6n de la fuerza R , en el plano YZ

En el tri6ngulo rect6ngulo formado por R_{xz} y R_z , usando el teorema de Pit6goras tenemos:

$R_{xz}^2 = R_x^2 + R_z^2$, y similarmente:

$$R_{yz}^2 = R_y^2 + R_z^2$$

También se nota que:

$$R^2 = R_{xz}^2 + R_y^2 \text{ y } R^2 = R_{yz}^2 + R_x^2$$

Sabiendo que el giróscopo mide la tasa de cambio de los ángulos definidos anteriormente. Se dará salida a un valor que está relacionado linealmente con el cambio de velocidad de estos ángulos. Para explicar esto se supone que se ha medido el ángulo de rotación alrededor del eje Y (que sería el ángulo A_{xz}) en el tiempo t_0 , y se define como A_{xz0} , luego se mide el ángulo en un tiempo t_1 denominado A_{xz1} . La tasa de cambio se calcula como sigue:

$$TasaA_{xz} = (A_{xz1} - A_{xz0}) / (t_1 - t_0). \quad (6)$$

Si expresamos A_{xz} en grados, y el tiempo en segundos, a continuación, este valor se expresa en *grados/s* y esto es lo que mide un giróscopo.

Un giróscopo (a menos que sea un giróscopo digital especial) rara vez le dará un valor expresado en *grados/s*. Igual que para el acelerómetro arrojará un valor de voltaje que necesita convertirse a *grados/s* y se utiliza una fórmula similar a la ecuación 3. Introduciendo la fórmula para la conversión ADC de *grados/s* para el giróscopo (suponiendo que se tiene un módulo ADC de 10 bits).

$$\begin{aligned} TasaA_{xz} &= (ADCGiroXZ * Vref/1023) - TasaV_{cero}/Sensibilidad \\ TasaA_{yz} &= (ADCGiroYZ * Vref/1023) - TasaV_{cero}/Sensibilidad \end{aligned} \quad (7)$$

Donde $TasaV_{cero}$ es la tensión que genera el giróscopo cuando no está sujeto a la rotación, por ejemplo, 1.23V (según las especificaciones - pero es mejor

medir cada salida del eje con un voltímetro luego de soldarlas ya que la mayoría sufre una ligera compensación)

ADCGiroXZ, ADCGiroYZ – son los módulos ADC que representan los canales que miden la rotación de la proyección del vector *R*, en los planos *YZ* y *XZ*, que es el equivalente a la rotación alrededor de los ejes *X* y *Y* respectivamente.

La sensibilidad del giróscopo se expresa en *mV/(grados/s)* con frecuencia se escribe *mV/°/s*, que básicamente le indica cuántos *mV* aumenta la producción del giróscopo, si se aumenta la velocidad de rotación por unos grados/s. La sensibilidad del giróscopo es de *2mV/grados/s* como ejemplo o *0.002 V/grados/s*.

Como un ejemplo, se supone que nuestro módulo ADC arroja los siguientes valores:

$$ADCGyroXZ = 571$$

$$ADCGyroYZ = 323$$

Utilizando la fórmula anterior, y utilizando los parámetros técnicos y especificaciones del giróscopo, se obtendrá:

$$TasaA_{xz} = (571 \times 3.3V/1023) - 1.23V/(0.002V/grados/s) = \sim 306grados/s$$

$$TasaA_{yz} = (323 \times 3.3V/1023) - 1.23V/(0.002V/grados/s) = \sim -94grados/s$$

En otras palabras, el dispositivo gira alrededor del eje *Y* (o podemos decir que gira en el plano *XZ*) con una velocidad de 306 grados/s, y alrededor del eje *X* con una velocidad de -94 grados/s.

Se observa que el signo negativo significa que el dispositivo gira en la dirección opuesta a la dirección positiva convencional. Si la hoja de especificaciones del giróscopo muestra en qué dirección es positivo, de lo contrario se debe encontrar mediante la experimentación con el dispositivo y tomando nota de la dirección de los resultados de la rotación de la tensión creciente en el pin de salida.

Combinación de los datos del acelerómetro y el giróscopo (filtro complementario).

A continuación se analiza las relaciones entre los valores anteriores para la obtención de una estimación más precisa de la inclinación del dispositivo con respecto al plano del suelo. Ya que los datos del acelerómetro no son confiables al 100% debido a que este dispositivo es muy sensible a las vibraciones y ruidos mecánicos en general. Esta es la razón principal del porque la mayoría de sistemas IMU utilizan un giróscopo para suavizar los errores del acelerómetro.

Además el giróscopo no es libre de ruidos, debido a que mide la rotación; es menos sensible a los movimientos lineales mecánicos o ruidos que sufre el acelerómetro, sin embargo los giróscopos tienen otros tipos de problemas como la desviación o efecto deriva (no va a regresar al valor de tasa cero cuando la rotación se detiene). Sin embargo, el promedio de los datos que provienen del acelerómetro y del giróscopo logra obtener una mejor estimación relativa de la inclinación del dispositivo, este promedio es lo que comúnmente se denomina filtro complementario.

El filtro complementario es un algoritmo que se inspiró en algunas ideas utilizadas del filtro de Kalman, sin embargo, es mucho más simple y más fácil de implementar en dispositivos embebidos. A partir de los valores como A_{xr}, A_{yr}, A_{zr} o $\cos X, \cos Y, \cos Z$ derivados de los datos del acelerómetro, se definen las mediciones del acelerómetro de la siguiente manera:

Racel - es el vector de fuerza de inercia, medida por el acelerómetro, que consta de las siguientes componentes (proyecciones en X, Y, Z) como *Rxaccel*, *Ryaccel*, *Rzaccel*.

Nombrando a este conjunto de datos como un "vector" considerándolo como una entrada en el algoritmo.

$$Racel = [Rxaccel, Ryaccel, Rzaccel]$$

Teniendo en cuenta que *Racel* mide la fuerza de gravitación, será correcto si se asume que la longitud de este vector se define igual o cercano a 1 g.

$$|Racel| = \sqrt{(Rxaccel^2 + Ryaccel^2 + Rzaccel^2)}$$

Sin embargo, se normaliza este vector de la siguiente manera:

$$Racel \text{ (normalizado)} = [Rxaccel/|Racel|, Ryaccel/|Racel|, Rzaccel/|Racel|].$$

Esto asegura que la longitud de su vector de *Racel* normalizado es siempre 1.

A continuación se introduce un nuevo vector llamado:

$$Rest = [Rxest, Ryest, Rzest]$$

Este valor será el resultado de la corrección de los valores sobre la base de datos de los giróscopos y en base a datos estimados; chequeando siempre la posición del vector *Racel* con los datos anteriores de *Rest*; generando un nuevo vector *Rest* que será el mejor valor promedio de la inclinación.

La secuencia empieza con los datos del acelerómetro asignando:

$$Rest(0) = Racel(0)$$

Siendo *Rest* y *Racel* vectores, por lo que la ecuación anterior es sólo una forma fácil de hacer 3 series de ecuaciones, es decir para los 3 ejes.

Luego se hacen mediciones periódicas en intervalos de tiempo iguales de *t* segundos, obteniendo *Racel* (1), *Racel* (2), *Racel* (3) y así sucesivamente. También se hacen estimaciones para *Rest* (1), *Rest* (2), *Rest* (3) y así sucesivamente.

Suponiendo que hay *n* pasos, tenemos:

Rest (*n* – 1); es la estimación previa, con *Rest*(0) = *Racel*(0)

Racel(*n*); es la medida de aceleración actual.

Antes de que se calcule *Rest* (*n*), se introduce el valor de medición, obtenido del giróscopo que se llamará *Rgiro*, que también es un vector formado por 3 componentes:

$$Rgiro = [Rxgiro, Rygiro, Rzgiro]$$

Realizando el cálculo para una componente, en este caso *Rxgiro*. Observando la relación en el modelo del giróscopo de la figura C, desde el triángulo rectángulo formado por *Rz* y *Rxz* se deduce que:

$$\tan (Axz) = Rx/Rz \Rightarrow Axz = \text{atan2}(Rx, Rz)$$

Donde *atan2* es una función similar a la *atan*, si no que devuelve los valores en el rango de $(-\pi, \pi)$ en lugar de $(-\pi/2, \pi / 2)$, y solo lleva 2 argumentos en lugar de uno, lo cual permite convertir los dos valores de *Rx*, *Rz* en ángulos para toda la gama de los 360 grados $(-\pi \text{ a } \pi)$.

Así que sabiendo *Rxest* (*n* − 1), y *Rzest* (*n* − 1) se puede encontrar:

$$Axz(n - 1) = \text{atan2}[Rxest(n - 1), Rzest(n - 1)].$$

Recordando que el giróscopo mide la tasa de cambio del ángulo *Axz*; se puede estimar el nuevo ángulo *Axz*(*n*) como sigue:

$$Axz(n) = Axz(n - 1) + TasaAxz(n) * t$$

Utilizando una fórmula más precisa calculando la media de la velocidad de rotación como:

$$TasaAxzMed = (TasaAxz(n) + TasaAxz(n - 1))/2$$

$$Axz(n) = Axz(n - 1) + TasaAxzMed * t$$

El camino más sencillo para hallarlo es:

$$Ayz(n) = Ayz(n - 1) + TasaAyz(n) * t$$

De la ecuación 1; se puede escribir la magnitud del vector *Rgiro* como sigue:

$$|Rgiro| = \sqrt{(Rxgiro^2 + Rygiro^2 + Rzgiro^2)}$$

También normalizando el vector *Racel*, se puede suponer que la magnitud es 1 y que no ha cambiado después de la rotación, por lo que es relativamente seguro para escribir:

$$|Rgiro| = 1$$

Adoptando una notación temporal más corta para los siguientes cálculos:

$$x = Rxgiro, y = Rygiro, z = Rzgiro$$

Utilizando las anteriores relaciones, se puede escribir:

$$x = x / 1 = x / \sqrt{(x^2 + y^2 + z^2)}$$

Realizando artificios matemáticos, como la división del numerador y el denominador de la fracción por $\sqrt{(x^2 + y^2 + z^2)}$; tenemos:

$$x = (x / \sqrt{(x^2 + z^2)}) / \sqrt{((x^2 + y^2 + z^2) / (x^2 + z^2))}$$

Note que $x / \sqrt{(x^2 + z^2)} = \sin(Axz)$, así que:

$$x = \sin(Axz) / \sqrt{(1 + y^2 / (x^2 + z^2))}$$

Ahora multiplicando el numerador y el denominador de la fracción en el interior de la $(\sqrt{\quad})$ por z^2 .

$$x = \sin(Axz) / \sqrt{(1 + y^2)z^2 / z^2(x^2 + z^2)}$$

Note que $z / \sqrt{(x^2 + z^2)} = \cos(Axz)$ e $y/z = \tan(Ayz)$, finalmente:

$$x = \sin(Axz) / \sqrt{(1 + \cos(Axz)^2 * \tan(Ayz)^2)}$$

Volviendo a nuestra notación se obtiene:

$$Rxgiro = \sin(Axz(n)) / \sqrt{(1 + \cos(Axz(n))^2 * \tan(Ayz(n))^2)}$$

$$Rygiro = \sin(Ayz(n)) / \sqrt{((1 + \cos(Ayz(n))^2 * \tan(Axz(n))^2))}$$

Nota: es posible simplificar aún más esta fórmula. Al dividir las dos partes de la fracción por $\sin(Axz(n))$ obteniendo:

$$\begin{aligned} Rxgiro \\ = 1 / \sqrt{(1/\sin(Axz(n))^2 + \cos(Axz(n))^2 / \sin(Axz(n))^2 * \tan(Ayz(n))^2)} \end{aligned}$$

Al aplicar las identidades trigonométricas; tenemos:

$Rxgiro$

$$= 1/\sqrt{(1/\sin(Axz(n)))^2 + \cot(Axz(n))^2 * \sin(Ayz(n))^2/\cos(Ayz(n))^2}$$

Ahora se suma y se resta $\cos(Axz(n))^2/\sin(Axz(n))^2 = \cot(Axz(n))^2$

$Rxgiro$

$$= \frac{1}{\sqrt{(1/\sin(Axz(n)))^2 - \cos(Axz(n))^2/\sin(Axz(n))^2 + \cot(Axz(n))^2 * \sin(Ayz(n))^2/\cos(Ayz(n))^2 + \cot(Axz(n))^2}}$$

y mediante la agrupación de los términos obtenemos:

$$Rxgiro = \frac{1}{\sqrt{(1 + \cot(Axz(n))^2 * \sec(Ayz(n))^2)}}$$

Donde, $\cot(x) = 1/\tan(x)$ y $\sec(x) = 1/\cos(x)$

Ahora, se puede encontrar:

$$Rzgiro = \text{Signo}(Rzgiro) * \sqrt{(1 - Rxgiro^2 - Rygiro^2)}.$$

Donde; $\text{Signo}(Rzgiro) = 1$ cuando $Rzgiro \geq 0$, y $\text{signo}(Rzgiro) = -1$ cuando $Rzgiro < 0$.

Un simple camino para estimar esto es tomando:

$$\text{Signo}(Rzgiro) = \text{Signo}(Rzest(n-1))$$

En la práctica, se tiene cuidado con $Rzest(n-1)$ es cercano a 0. Se puede saltar la fase de giro por completo en este caso, y asignar:

$$R_{giro} = Rest(n - 1).$$

R_z se utiliza como referencia para el cálculo de ángulos, A_{xz} y A_{yz} cuando está cerca de 0, los valores pueden desbordarse y provocar malos resultados.

Recapitulando lo que se tiene hasta ahora, en el paso n del algoritmo, se han calculado los siguientes valores:

R_{acel} – lecturas actuales del acelerómetro.

R_{giro} – Obtenido a partir de $Rest(n - 1)$ y las lecturas actuales del giróscopo.

Para calcular la estimación actualizada del $Rest(n)$ se utiliza una media ponderada, de manera que:

$$Rest(n) = (R_{acel} * w_1 + R_{giro} * w_2) / (w_1 + w_2)$$

Podemos simplificar esta fórmula, dividiendo el numerador y el denominador de la fracción por w_1 .

$$Rest(n) = (R_{acel} * w_1/w_1 + R_{giro} * w_2/w_1) / (w_1/w_1 + w_2/w_1)$$

Y luego reemplazar $w_2/w_1 = w_{giro}$, obteniendo:

$$Rest(n) = (R_{acel} + R_{giro} * w_{giro}) / (1 + w_{giro})$$

En la fórmula anterior w_{giro} nos dice la confianza de nuestro giro en comparación con nuestro acelerómetro. Este valor puede ser elegido

experimentalmente generalmente valores entre 5 - 20 arrojan buenos resultados. La principal diferencia de este algoritmo del filtro Kalman es que este peso es relativamente fijo, mientras que en el filtro de Kalman los pesos están permanentemente actualizados basados en el ruido medido de las lecturas del acelerómetro. El filtro de Kalman se centra en darles "lo mejor" a los resultados teóricos, mientras que este algoritmo puede dar buenos resultados para su aplicación práctica.

Los valores estimados actualizados se calculan de la siguiente manera:

$$Rxest(n) = (Rxacel + Rxgiro * wgiro)/(1 + wgiro)$$

$$Ryest(n) = (Ryacel + Rygiro * wgiro)/(1 + wgiro)$$

$$Rzest(n) = (Rzacel + Rzgiro * wgiro)/(1 + wgiro)$$

Ahora normalizando este vector de nuevo:

$$R = \sqrt{(Rxest(n))^2 + Ryest(n)^2 + Rzest(n)^2}$$

$$Rxest(n) = Rxest(n)/R$$

$$Ryest(n) = Ryest(n)/R$$

$$Rzest(n) = Rzest(n)/R$$

Y luego se hallan los ángulos como se determinaron anteriormente en la ecuación 4; según los triángulos que forman estas componentes.

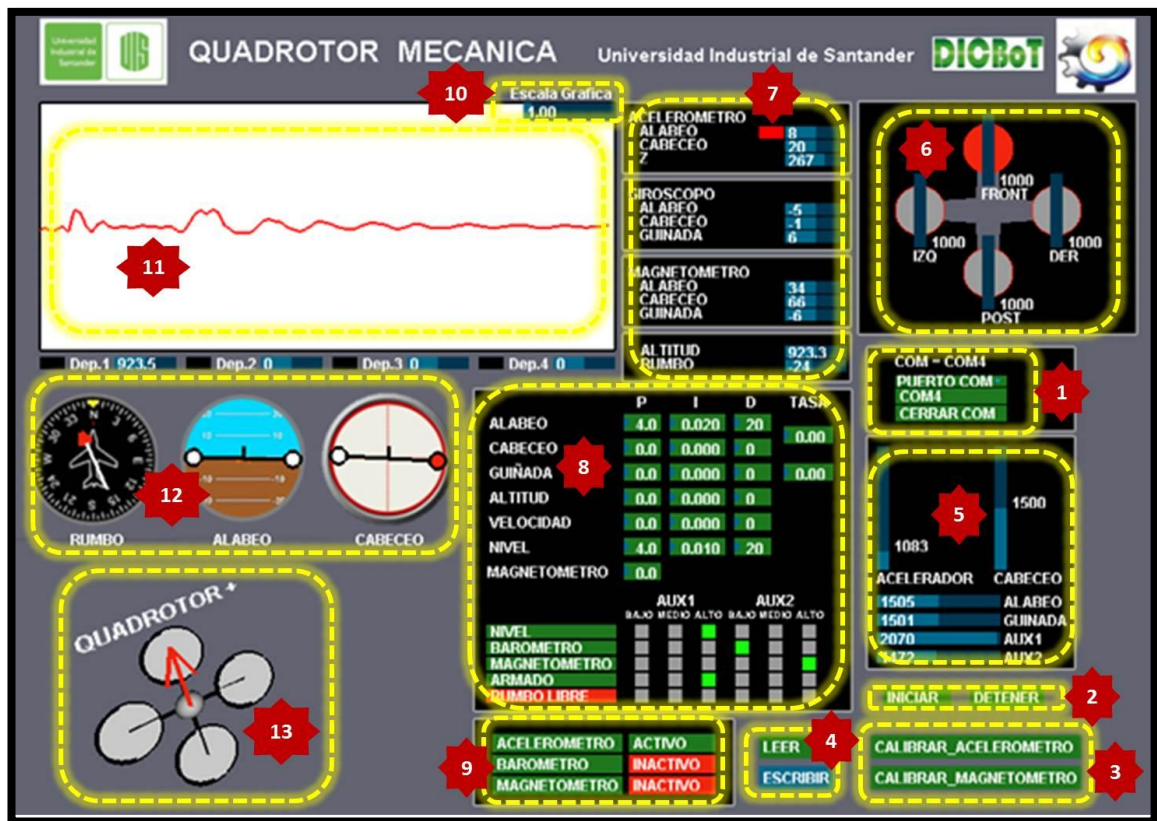
ANEXO D. GUÍA DEL USUARIO (CONFIGURACIÓN DEL QUADROTOR A TRAVÉS DE LA INTERFAZ GRÁFICA)

Una vez cargado el programa QUADMECANICA de la placa Arduino y el programa en Processing (interfaz) en el computador. Es necesario configurar en la plataforma de Arduino IDE (Software Arduino 1.0) el tipo de configuración de posición de motores (+ o x), activar los sensores a utilizar, los rangos mínimos y máximos de señales PPM según el tipo de sistema radio control que se utilice y de los variadores de velocidad ESC.

Se tendrá que configurar por medio de la interfaz gráfica algunos parámetros referidos al control de la estabilidad del vehículo; aunque en la memoria interna se cargan unos valores predefinidos para las casillas de las ganancias de control PID.

Para tener una mejor comprensión de la interfaz se describe a continuación las funciones principales del entorno gráfico:

1. Es el indicador de puertos conectados a la tarjeta de control, cuando se conecta el cable de datos, identifica automáticamente cual es el puerto conectado.
2. Botones de iniciar y detener la transmisión de datos.
3. Botones de calibración de sensores.
4. Botones para la transmisión (ESCRIBIR) y recibir (LEER) datos de la tarjeta de control. Se escriben datos cuando se modifica los valores o casillas en la zona 8. Se pulsa el botón ESCRIBIR luego de iniciar el programa, con el fin de que se lea los valores preestablecidos por el usuario.



5. Indicador de los valores de los comandos del radio control.
6. Indicador de los valores de la señal PPM enviada a los motores.
7. Indicador de los valores que generan los sensores. Aquí se pueden desactivar o activar en las casillas de los colores que identifican las curvas de los sensores que aparecen en el recuadro 11.
8. Zona de configuración del controlador PID; para variar los valores de las casillas del PID se mantiene oprimido y se desliza hacia la derecha para aumentar el valor o hacia la izquierda para disminuirlo.
9. Indicadores de la activación o desactivación de los sensores. Estos cambian de acuerdo al comando y configuración que se aplique en la casillas de los auxiliares 1 y 2.

10. Escala de las curvas que grafican el comportamiento de los sensores. Se opera igual que los botones deslizadores como en las casillas PID.
11. Zona de graficas de los sensores. En esta configuración la velocidad de muestreo es de 100 ms, es decir, un punto de la gráfica demora 10 s en llegar al otro extremo del recuadro.
12. Zona de instrumentos principales que indican el movimiento de alabeo, cabeceo y rumbo del vehículo.
13. Imagen tridimensional que responde en tiempo real con los movimientos del vehículo, simula el movimiento del quadrotor según la configuración que se indique.

Luego de comprender las funciones principales de la interfaz, se prosigue a configurar o manipular la aplicación de la siguiente manera:

1. Conectar por medio del cable USB en cualquier puerto de la computadora la tarjeta Arduino; (el quadrotor viene con un puerto externo que permite dicha conexión).
2. Una vez conectado, se puede ejecutar la aplicación del programa de la interfaz gráfico dispuesto en la carpeta CONFIGQUADMECANICA-application.windows32.
3. Una vez iniciada la aplicación, se selecciona el puerto COM donde está conectado el cable USB.
4. Un led verde y otro rojo estarán encendidos en la tarjeta de control (el rojo, indica la alimentación de la tarjeta Arduino y el verde indica de la siguiente manera: parpadea cuando el Quadrotor no está a nivel, indicando que hay una inclinación y no puede iniciar el despegue.

También parpadea cuando se transmiten datos y queda encendido cuando está el Quadrotor listo para despegar, es decir, ARMADO.

5. Una vez visto lo anterior, oprima el botón INICIAR para observar el tipo de configuración con que se cuenta, activación de sensores, movimiento del vehículo en 3D, comandos principales, etc.
6. Antes de despegar el vehículo, es necesario calibrar los sensores; seleccione CALIBRAR_ACCELEROMETRO cuando tenga el vehículo en una zona horizontal. Luego seleccione CALIBRAR_MAGNETOMETRO para ajustar el sensor según el norte magnético de la tierra (se cuenta con 30 s para hacer girar el Quadrotor y se corrija el error de medida).
7. Una vez realizada la calibración se puede continuar con la configuración del vuelo.
8. Para comenzar a volar solo encienda el transmisor, encienda el interruptor principal del Quadrotor y póngalo en una zona de despegue plana, calibre sensores, coloque la palanca del acelerador en el mínimo, con el AUX1 se arma el sistema; cuando esté encendido el led verde indicando el ARMADO, ponga en máximo la palanca del acelerador para activar los ESC's (suenan dos zumbidos) y luego se pone en la posición mínima (sonará 4 veces). Esto indica que el Quadrotor está listo para el despegue.
9. Por seguridad se tiene configurado la opción de desactivar los motores cuando está en la posición mínima, una vez este armado el vehículo.

Configuración del comportamiento y modos de vuelo.

Para la configuración el comportamiento en vuelo, básicamente es la elección de las mejores constantes PID. La elección de una óptima sintonía de las ganancias le proporcionarán una excelente velocidad de respuesta en la

estabilidad y movimientos del vehículo. Para tener mayor maniobrabilidad se puede variar las casillas que se muestran a continuación, son las tasas de las constantes PID de los movimientos de alabeo y cabeceo. Son básicamente un factor que multiplica el efecto de las ganancias.

	P	I	D	TASA
ALABEO	4.0	0.020	20	0.00
CABECEO	0.0	0.000	0	0.00
GUIÑADA	0.0	0.000	0	0.00
ALTITUD	0.0	0.000	0	
VELOCIDAD	0.0	0.000	0	
NIVEL	4.0	0.010	20	
MAGNETOMETRO	0.0			

El rango de variación es de 0 a 1; con 0=tasa blanda (FPV o para principiantes), 0,4 = tasa suave (modo acrobático suave), 0,7 = tasa rápida (modo acrobático rápido), 1=tasa violenta. Para este proyecto se mantiene por defecto 0. Para configurar los modos de vuelo, se configuran a través de la activación de los niveles de las casillas de los auxiliares. Se muestra en la siguiente figura la configuración utilizada en este proyecto.

	AUX1			AUX2		
	BAJO	MEDIO	ALTO	BAJO	MEDIO	ALTO
NIVEL						
BAROMETRO						
MAGNETOMETRO						
ARMADO						
RUMBO LIBRE						

Con estas casillas se puede fácilmente activar o desactivar opciones a través de dos interruptores en su radiocontrol. Los dos interruptores corresponden a canal 5 (AUX1) y el canal 6 (AUX2).

Las opciones a controlar son las siguientes:

- NIVEL es la característica de auto nivel (requiere de un acelerómetro).
- BAROMETRO permite mantener una altitud constante una vez activado, su setpoint es el último valor de la palanca de aceleración (requieren un barómetro).
- MAGNETOMETRO permite mantener una perfecta orientación una vez activado, su setpoint es el último valor del movimiento de guiñada (requieren de un magnetómetro).
- RUMBO LIBRE invierte los movimientos de dirección en las palancas de control.

Para activar una función, debe marcar la casilla gris en la intersección de la opción deseada (fila) y en el estado del conmutador que desee habilitar (columna). Es posible hacer una mezcla compleja.

Configuración a través de las palancas del transmisor.

Por medio de las palancas se puede activar funciones tales como armar o desarmar el sistema activarlo/desactivarlo y calibrar sensores. Los movimientos de las palancas se muestran a continuación:

Armar motores	
Desarmar motores	
Calibrar acelerómetro	
Calibrar giróscopo	
Calibrar magnetómetro	
Trim del acelerómetro	

ANEXO E. ESPECTROS DE LOS ANALISIS MECANICOS EN ANSYS.

Figura E1. Aplicación de carga y momento en el núcleo del brazo

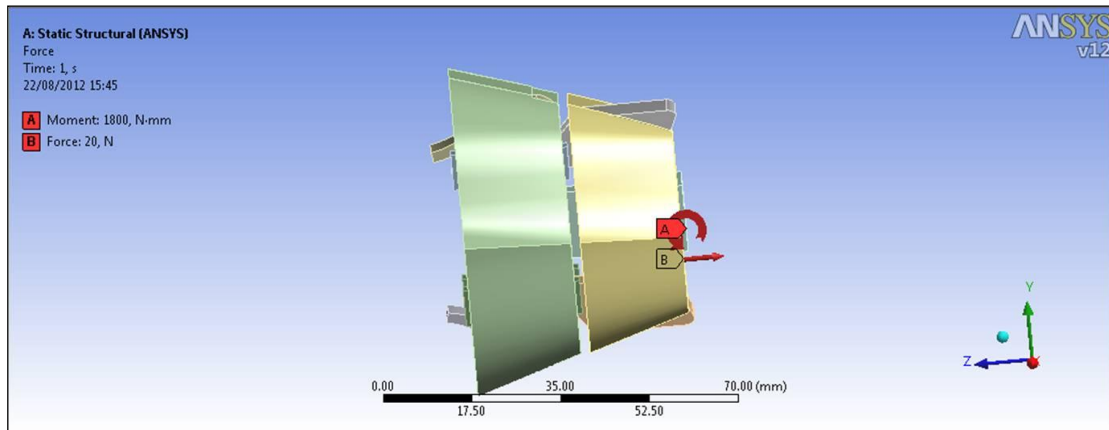


Figura E2. Espectro de deformaciones en el núcleo del brazo

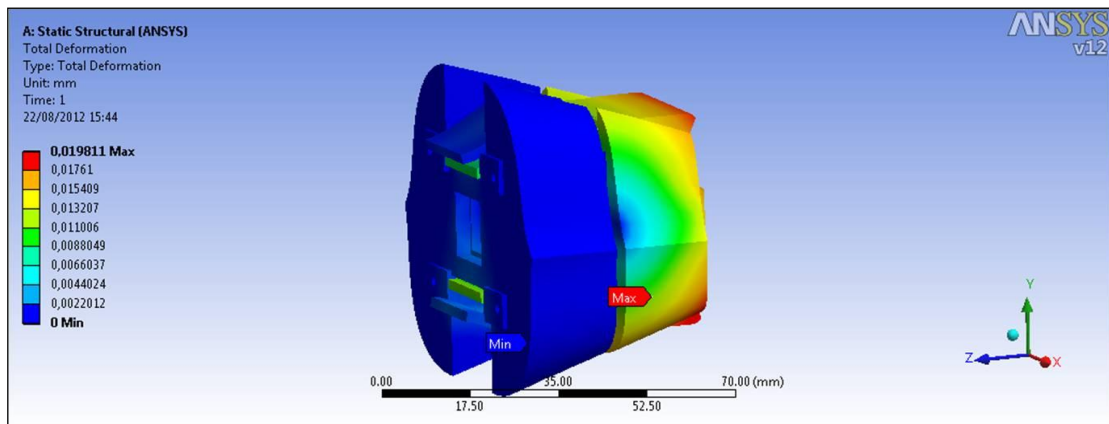


Figura E3. Espectro de esfuerzos en el núcleo del brazo

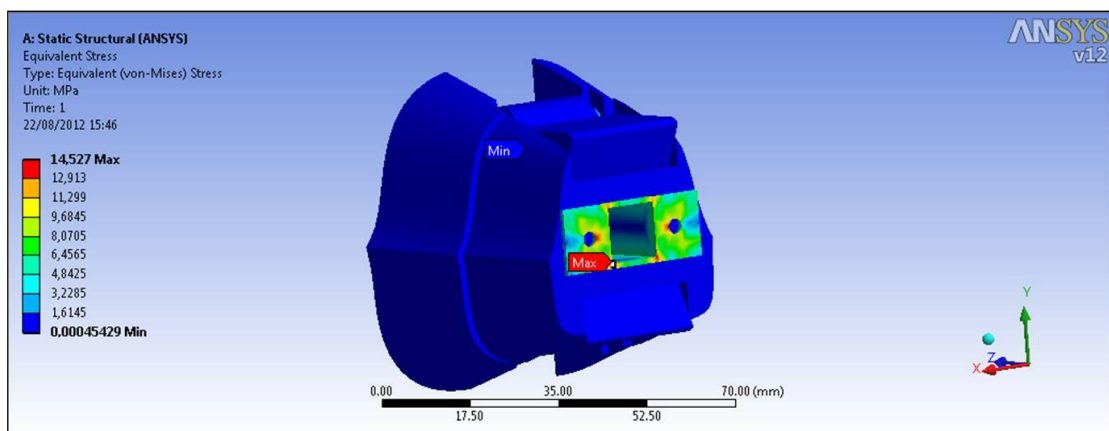


Figura E4. Aplicación de momento en el núcleo del cuerpo central

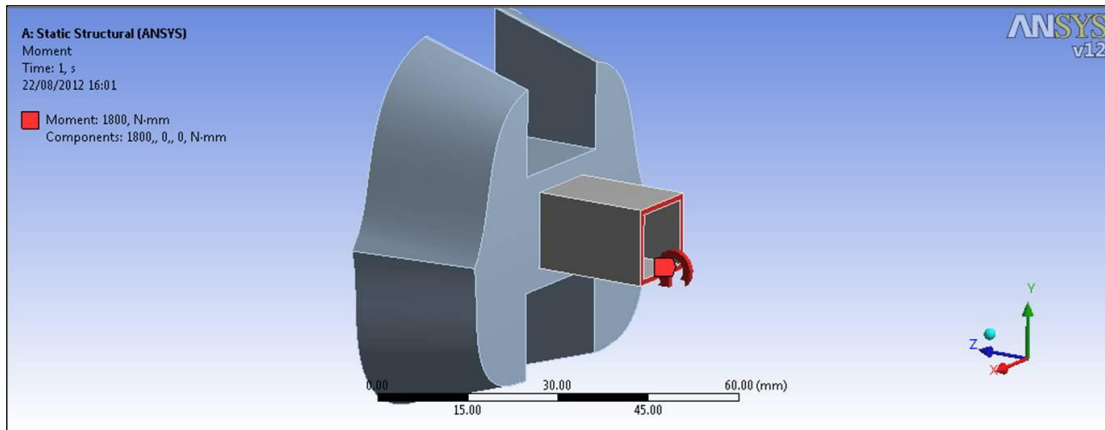


Figura E5. Espectro de deformaciones en el núcleo del cuerpo central

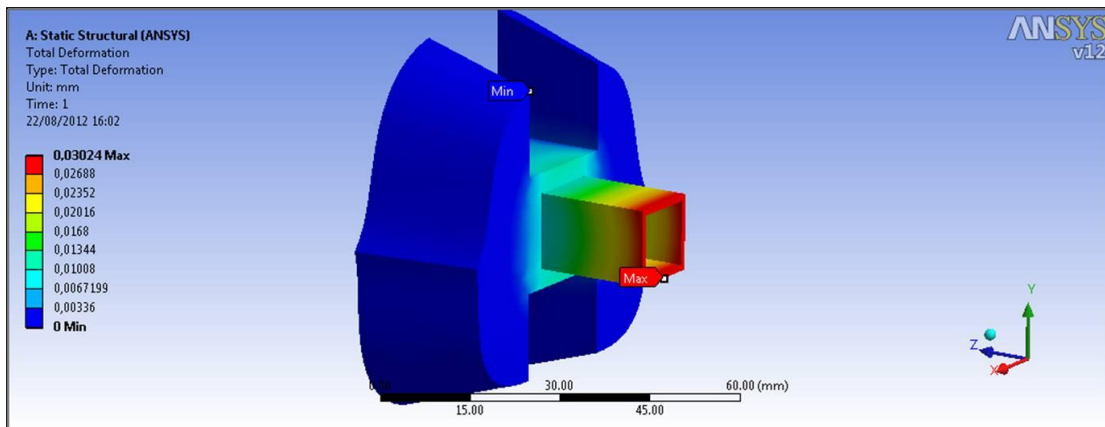


Figura E6. Espectro de esfuerzos en el núcleo del cuerpo central

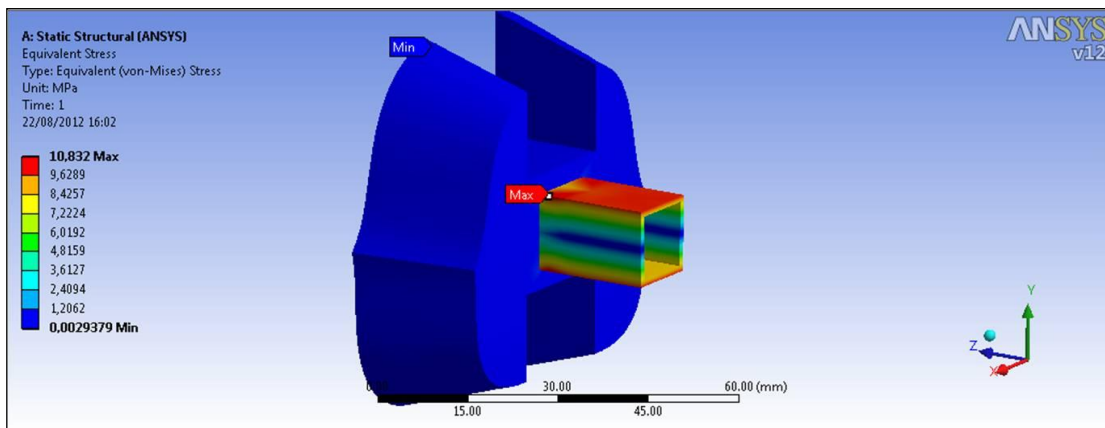


Figura E7. Aplicación de momentos en el cuerpo central

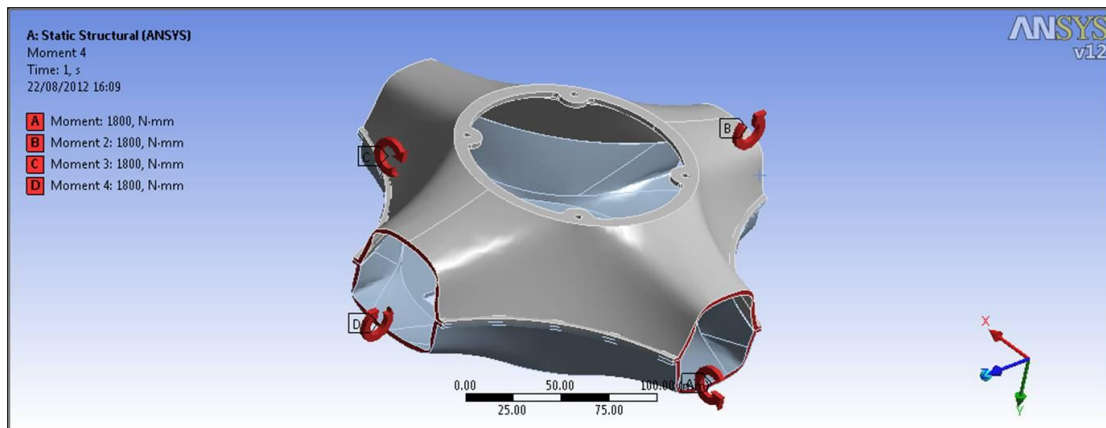


Figura E8. Espectro de deformaciones en el cuerpo central

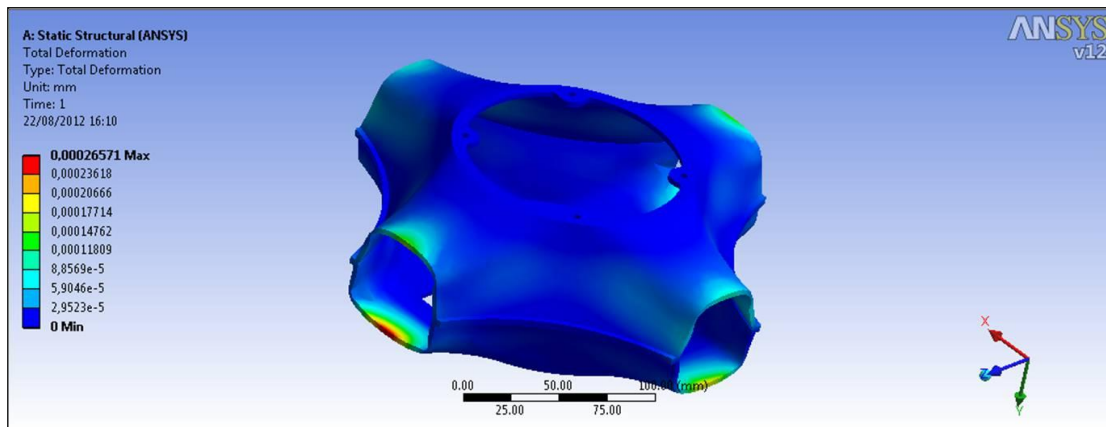


Figura E9. Espectro de esfuerzos en el cuerpo central

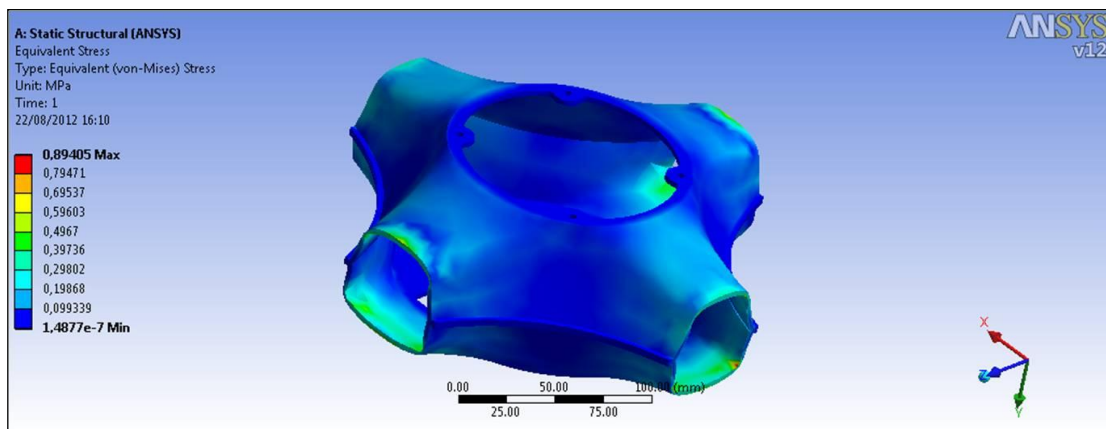


Figura E10. Aplicación de carga en la bancada de la batería

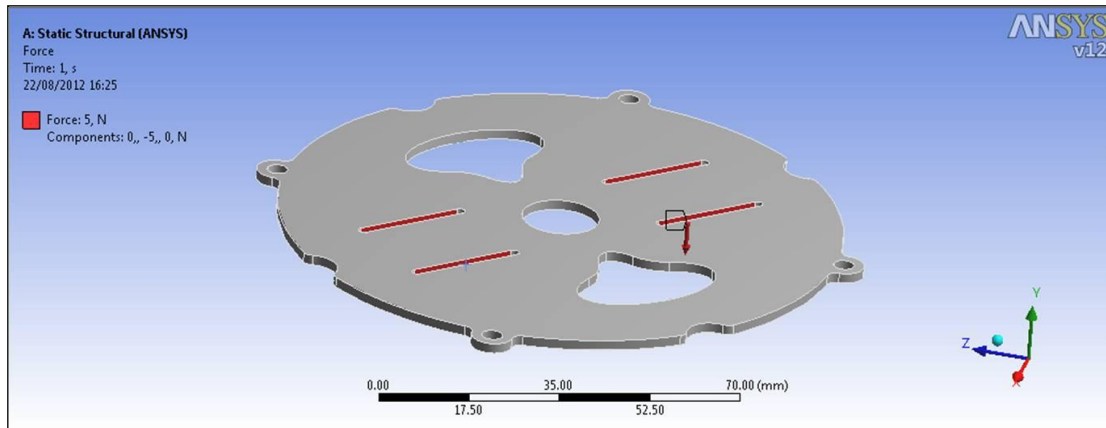


Figura E11. Espectro de deformaciones en la bancada de la batería

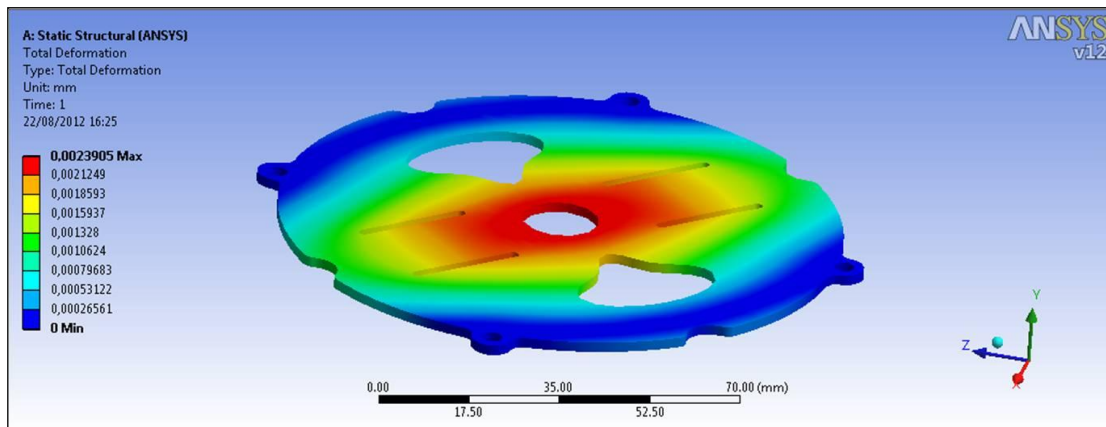


Figura E12. Espectro de esfuerzos en la bancada de la batería

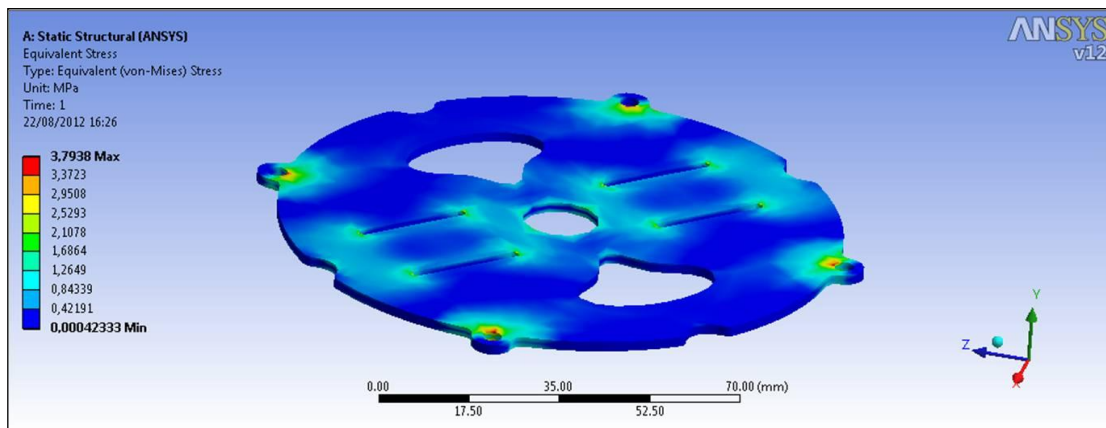


Figura E13. Determinación del factor de seguridad en el brazo

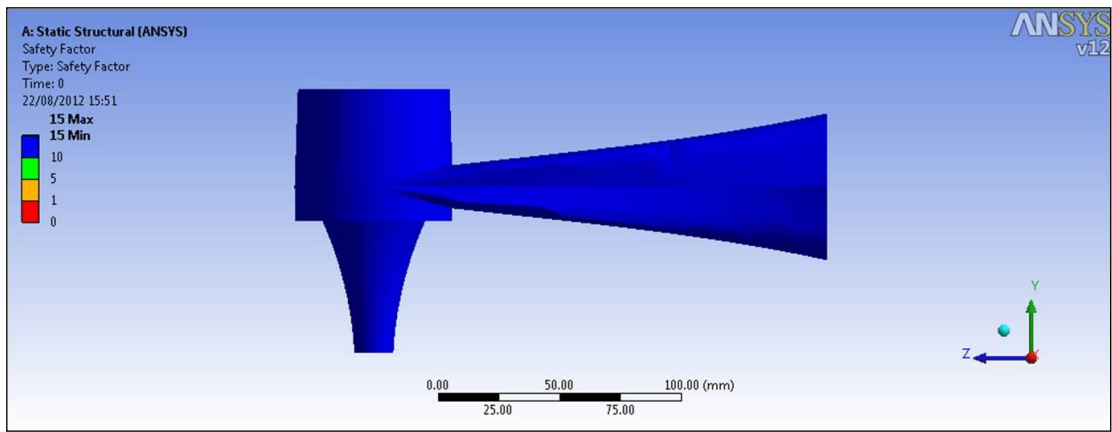
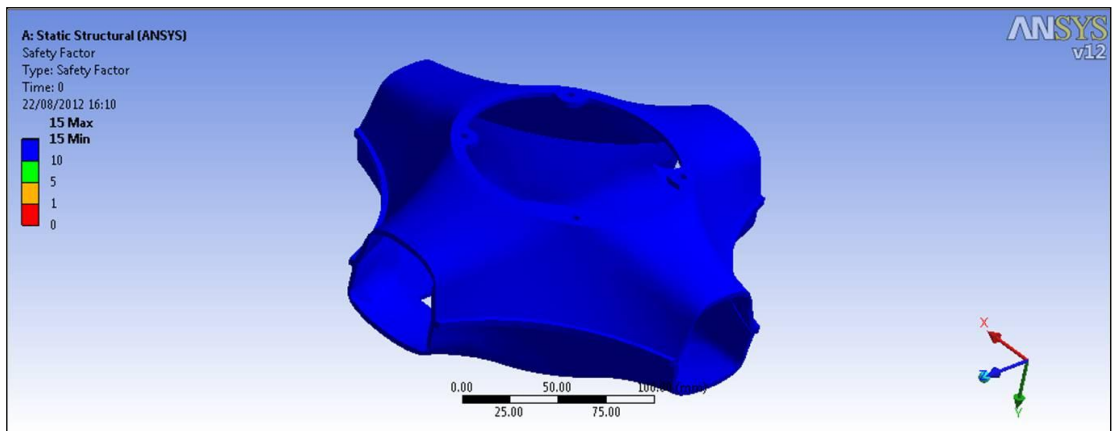
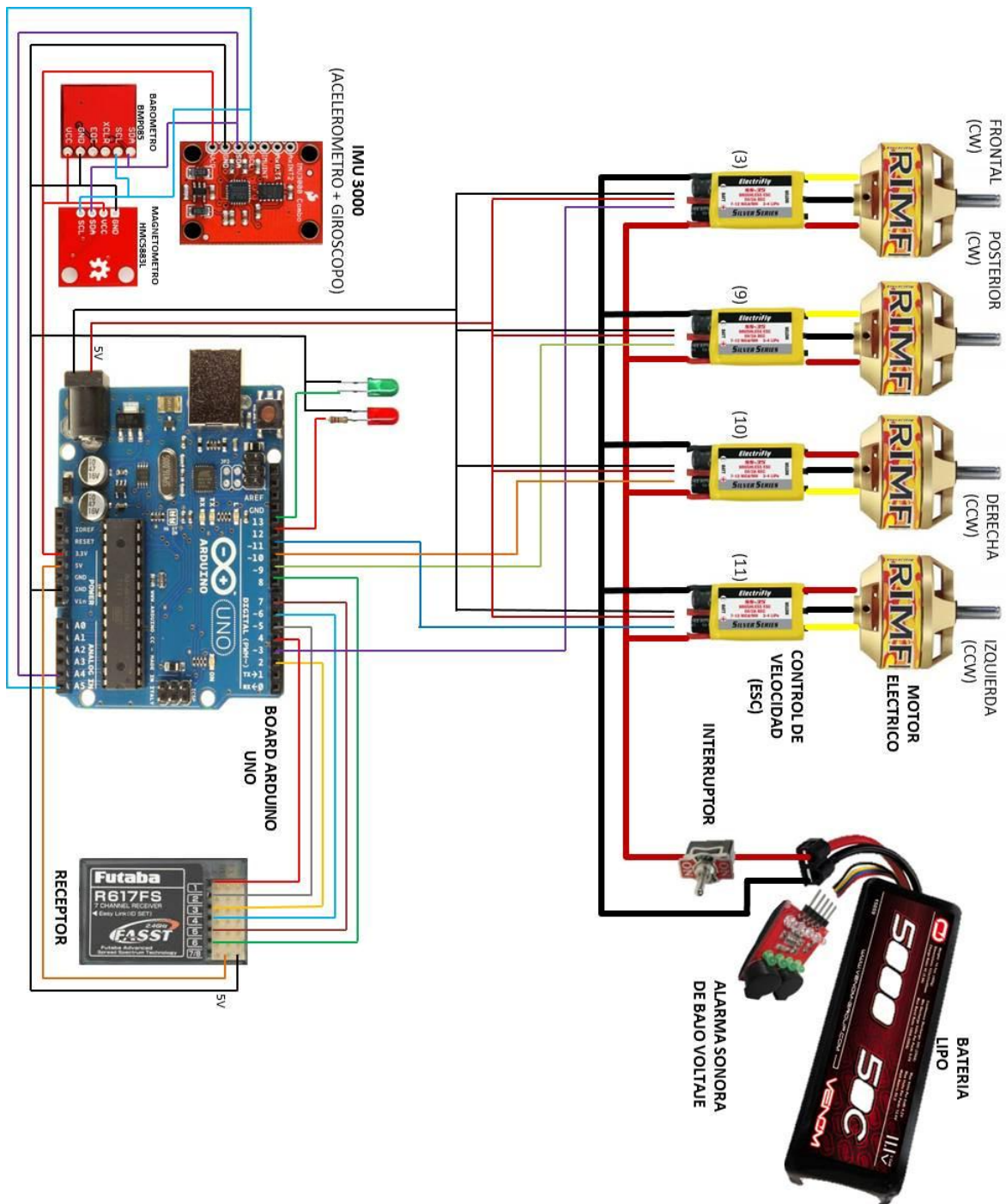


Figura E14. Determinación del factor de seguridad en el cuerpo central



ANEXO F. ESQUEMA DE INTEGRACION DE LOS EQUIPOS ELECTRICOS Y ELECTRONICOS.



ANEXO G. CODIGO FUENTE DEL CONTROL EN ARDUINO

MODULO QUADMECANICA

```
#include "CONFIGINI.h"
#include "DEFINI.h"
#include <avr/pgmspace.h>
#define VERSION 20
/***** CONSIGNAS RC *****/
#define ALABEO 0
#define CABECEIO 1
#define GUINADA 2
#define ACELERADOR 3
#define AUX1 4
#define AUX2 5
#define PIDALT 3
#define PIDVEL 4
#define PIDNIVEL 5
#define PIDMAG 6
void loop () {
  static uint8_t ComandoRetrasoRC; // Esto indica el número de tiempo (medida del RC a 50Hz) las palancas
  son mantenidas para encender o apagar los motores.
  uint8_t ejes,i;
  int16_t error,errorAngulo;
  int16_t delta,deltaSum;
  int16_t TerminoP,TerminoI,TerminoD;
  static int16_t ultimoGiro[3] = {0,0,0};
  static int16_t delta1[3],delta2[3];
  static int16_t errorGiroI[3] = {0,0,0};
  static int16_t errorAnguloI[2] = {0,0};
  static uint32_t TiempoRC = 0;
  static int16_t Aceleracioninicial;

  if (tiempoactual > TiempoRC ) { // 50Hz
    TiempoRC = tiempoactual + 20000;
    computarRC();
    /**** PID CABECEIO & ALABEO & GUINADA **** //
    for(ejes=0;ejes<3;ejes++) {
      if (Modoacel == 1 && ejes<2 ) { //MODO NIVELADO
        // 50 grados de inclinación máximo.
        errorAngulo = constrain(2*ComandoRC[ejes],-500,+500) - angulo[ejes] + Ajusteacel[ejes]; //16 bits ok aquí.
        TerminoP = (int32_t)errorAngulo*P[PIDNIVEL]/100 ;// 32 bits se necesitan para el cálculo:
        errorAngulo*P[PIDLEVEL] podría superar los 32768 de 16 bits; está bien para el resultado.
        TerminoP = constrain(TerminoP,-D[PIDNIVEL]*5,+D[PIDNIVEL]*5);
        errorAnguloI[ejes] = constrain(errorAnguloI[ejes]+errorAngulo,-10000,+10000); //16 bits están bien aquí.
        TerminoI = ((int32_t)errorAnguloI[ejes]*I[PIDNIVEL])>>12; // 32 bits se necesitan para el cálculo:
        10000 * I podría superar los 32768 de 16 bits; está bien para el resultado. }
        //MODO ACROBATICO O ejes GUINADA.
      else { if (abs(ComandoRC[ejes])<350) error = ComandoRC[ejes]*10*8/P[ejes] ; // 16 bits se necesitan
        para el cálculo: 350 * 10 * 8 = 28000 de 16 bits es bueno para el resultado, si P>2 (P> 0,2)
        else error = (int32_t)ComandoRC[ejes]*10*8/P[ejes] ; // 32 bits se necesitan para el cálculo: 500 * 5 * 10 * 8 =
        200000 16 bits es bueno para el resultado, si P> 2 (P> 0,2)
        error -= Dato_giro[ejes];
        TerminoP = ComandoRC[ejes];
        errorGiroI[ejes] = constrain(errorGiroI[ejes]+error,-16000,+16000); // 16 bits están bien aquí.
        if (abs(Dato_giro[ejes])>640) errorGiroI[ejes] = 0;
```

```

TerminoI = (errorGiroI[ejes]/125*I[ejes])>>6; // 16 bits están bien aquí. 16000/125 = 128 ; 128*250 = 32000 }
if (abs(Dato_giro[ejes])<160) TerminoP -= Dato_giro[ejes]*dinP[ejes]/10/8; // 16 bits son necesarios para los
calculos 160*200 = 32000 -16 bits es buenos para el resultado.
else TerminoP -= (int32_t)Dato_giro[ejes]*dinP[ejes]/10/8; // 32 bits son necesarios para los calculos
delta = Dato_giro[ejes] - ultimoGiro[ejes]; // 16 bits es bueno aqui, la diferencia entre 2 lecturas de giros
consecutivos es limitada a 800.
ultimoGiro[ejes] = Dato_giro[ejes];
deltaSum = delta1[ejes]+delta2[ejes]+delta;
delta2[ejes] = delta1[ejes];
delta1[ejes] = delta;
if (abs(deltaSum)<640) TerminoD = (deltaSum*dinD[ejes])>>5; // 16 bits para los cálculos 640*50 = 32000
16 bits ok aquí.
else TerminoD = ((int32_t)deltaSum*dinD[ejes])>>5; // 32 bits son necesarios para los cálculos
ejesPID[ejes] = TerminoP + TerminoI - TerminoD; }
mezclarTabla();
escribirMotores(); }

```

MODULO IMU

```

void computarIMU () { // Aproximacion del minimo angulo.
#define ssin(val) (val)
#define scos(val) 1.0f
typedef struct fp_vector {
float X;
float Y;
float Z; } t_fp_vector_def;
typedef union {
float A[3];
t_fp_vector_def V; } t_fp_vector;
int16_t_atan2(float y, float x){
#define fp_is_neg(val) (((uint8_t*)&val)[3] & 0x80) != 0)
float z = y / x;
int16_t_zi = abs(int16_t(z * 100));
int8_t_y_neg = fp_is_neg(y);
if ( zi < 100 ){
if (zi > 10)
z = z / (1.0f + 0.28f * z * z);
if (fp_is_neg(x)) {
if (y_neg) z -= PI;
else z += PI; } }
else {
z = (PI / 2.0f) - z / (z * z + 0.28f);
if (y_neg) z -= PI;}
z *= (180.0f / PI * 10);
return z;
}
// Estimación de los vectores rotación con una aproximación del ángulo mínimo, acordado por el dato del
giróscopo.
void rotarV(struct fp_vector *v,float* delta) {
fp_vector v_tmp = *v;
v->Z -= delta[ALABEO] * v_tmp.X + delta[CABECEIO] * v_tmp.Y;
v->X += delta[ALABEO] * v_tmp.Z - delta[GUINADA] * v_tmp.Y;
v->Y += delta[CABECEIO] * v_tmp.Z + delta[GUINADA] * v_tmp.X;
}
// Inicialización
for (ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
deltaGiroAngulo[ejes] = giroADC[ejes] * Escala;
#ifdef ACCEL_LPF_FACTOR

```

```

Tempacel[ejes] = (Tempacel[ejes] - (Tempacel[ejes] >> ACEL_LPF_FACTOR)) + acelADC[ejes];
acelSuave[ejes] = Tempacel[ejes] >> ACEL_LPF_FACTOR;
#define ACEL_VALOR acelSuave[ejes]
#else
acelSuave[ejes] = acelADC[ejes];
#define ACEL_VALOR acelADC[ejes]
#endif
acelMag += (int32_t) ACEL_VALOR * ACEL_VALOR;
#if MAG
#if defined(MG_LPF_FACTOR)
suavizarmg[ejes] = (suavizarmg[ejes] * (MG_LPF_FACTOR - 1) + magADC[ejes]) / MG_LPF_FACTOR; //
valor del LPF del Magnetometro.
#define MAG_VALUE suavizarmg[ejes]
#else
#define MAG_VALUE magADC[ejes]
#endif
#endif }
acelMag = acelMag * 100 / ((int32_t) acel_1G * acel_1G);
rotarV(&EstG.V, deltaGiroAngulo);
#if MAG
rotarV(&EstM.V, deltaGiroAngulo);
#endif
if ( abs(acelSuave[ALABEO]) < acel_25grados && abs(acelSuave[CABECEIO]) < acel_25grados &&
acelSuave[GUINADA] > 0)
min_angulo25 = 1;
else
min_angulo25 = 0;
// Aplicación del filtro complementario (corrección de acumulación del Giróscopo).
// Si la magnitud de la aceleración es >1.4G o <0.6G y el vector ACEL esta fuera del rango límite =>
neutraliza el efecto de los acelerómetros en la estimación del ángulo.
// Para esto, se salta del filtro, y se estima por la rotación del Giroscopo.
if ( ( 36 < acelMag && acelMag < 196 ) || min_angulo25 )
for (ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
int16_t acc = ACEL_VALOR;
if (min_angulo25 && ejes == GUINADA)
// Se considera que ACCZ = acc_1G cuando el ACC sobre los otros ejes es muy pequeño.
acc = acel_1G;
EstG.A[ejes] = (EstG.A[ejes] * GIR_CMPF_FACTOR + acc) * INV_GIR_CMPF_FACTOR; }
#if MAG
for (ejes = 0; ejes < 3; ejes++)
EstM.A[ejes] = (EstM.A[ejes] * GIR_CMPFM_FACTOR + MAG_VALUE) * INV_GIR_CMPFM_FACTOR;
#endif
// Posición del vector estimado
angulo[ALABEO] = _atan2(EstG.V.X, EstG.V.Z);
angulo[CABECEIO] = _atan2(EstG.V.Y, EstG.V.Z);
#if MAG
// Posición del producto cruz vectorial GxM
Rumbo = _atan2( EstG.V.X * EstM.V.Z - EstG.V.Z * EstM.V.X, EstG.V.Z * EstM.V.Y - EstG.V.Y * EstM.V.Z ) /
10;
#endif }

```

MODULO RECEPTOR

```

static uint8_t CanalRC[6] = {PINALABEO, PINCABECEIO, PINGUINADA, PINACELERADOR,
PINAAUX1, PINAAUX2};
void configurarReceptor() {
#if defined(UNO)

```

```

//PCINT es activado solamente para pines especificos entre [D0-D7] , [D2 D4 D5 D6 D7] para éste
QUADROTOR
PORTD = (1<<2) | (1<<4) | (1<<5) | (1<<6) | (1<<7); //Habilitar resistencias internas pull ups para los
pines del PORTD (impedancia no altas en los pines)
PCMSK2 |= (1<<2) | (1<<4) | (1<<5) | (1<<6) | (1<<7);
PCICR = (1<<2); // PCINT es activado solamente para el puerto tratado con los pines [D0-D7] del puerto B.
#if defined(PIN_AUXRC)
PCICR |= (1<<0); // PCINT es activado solo para los pines [D8-D13] en el puerto B.
#endif
PCMSK0 = (1<<0);
#endif
#if defined(PIN12AUXRC)
PCMSK0 = (1<<4);
#endif
#endif
}
ISR(PCINT2_vect) { //Este ISR es común a todos los canales del receptor, se llama cada vez que un cambio de
estado se produce en un pin digital [D2-D7].
uint8_t mascara; uint8_t pin;
uint16_t TiempoC,TiempoD;
static uint16_t TiempoBorde[8];
static uint8_t PCintUltimo;
#if defined(UNO)
pin = PIND; // PIND indica el estado de cada pin por el puerto del arduino con [D0-D7] pines digitales(8 bits
variables)
#endif
mascara = pin ^ PCintUltimo; // haciendo un ^ entre la interrupción consecuyente y el último indica cual pin
a cambiado.
sei(); // volver a activar otras interrupciones en este punto, el resto de esta interrupción no es tan crítica y el
tiempo se puede interrumpir de forma segura.
PCintUltimo = pin; // memorizamos el estado actual de todos los números PIN [D0-D7].
TiempoC = micros(); // micros () devuelven un uint32_t, pero no es útil para mantener los bits enteros
=> seguimos sólo 16 bits.
#if defined(UNO)
// canal = secuencia del pin del puerto. chan comienza en el D2 y termina en D7.
if (mascara & 1<<2) { //indica que el bit 2 del puerto de arduino [D0-D7], es decir pin digital 2, es 1 =>
este pin acaba de cambiar.
if (!(pin & 1<<2)) { //indica que si el bit 2 del puerto de arduino [D0-D7] no esta en estado alto (para que
coincida aquí sólo pulsos descendentes PPM)
TiempoD = TiempoC-TiempoBorde[2]; if (900<TiempoD && TiempoD<2200) ValorRC[2] = TiempoD; //
Verificacion: el valor debe estar en el rango [1000, 2000] + un margen.
} else TiempoBorde[2] = TiempoC; // si el bit 2 del puerto de Arduino [D0-D7] se encuentra en un estado
alto (pulso ascendente PPM), memoriza el tiempo. }
if (mascara & 1<<4) { //El mismo principio para otros canales; evitando un for() se hace el doble de rápido,
y es importante para reducir al mínimo el tiempo de ejecución en el ISR.
if (!(pin & 1<<4)) {
TiempoD = TiempoC-TiempoBorde[4]; if (900<TiempoD && TiempoD<2200) ValorRC[4] = TiempoD;
} else TiempoBorde[4] = TiempoC;
}
if (mascara & 1<<5) {
if (!(pin & 1<<5)) {
TiempoD = TiempoC-TiempoBorde[5]; if (900<TiempoD && TiempoD<2200) ValorRC[5] = TiempoD;
} else TiempoBorde[5] = TiempoC;
}
if (mascara & 1<<6) {
if (!(pin & 1<<6)) {
TiempoD = TiempoC-TiempoBorde[6]; if (900<TiempoD && TiempoD<2200) ValorRC[6] = TiempoD;
} else TiempoBorde[6] = TiempoC;
}
if (mascara & 1<<7) {
if (!(pin & 1<<7)) {

```

```

TiempoD = TiempoC-TiempoBorde[7]; if (900<TiempoD && TiempoD<2200) ValorRC[7] = TiempoD;
} else TiempoBorde[7] = TiempoC;
}
#endif
#if defined(SEGURIDAD)
if (mascara & 1<<PINACELERADOR) { // Si hay pulso presente en el pin ACELERADOR, borra el
contador de A prueba de fallos.
if(ControlSeguridad > 20) ControlSeguridad -= 20; else ControlSeguridad = 0; }
#endif
}
void computarRC() {
static int16_t DatoRC4Valores[8][4], MediaDatoRC[8];
static uint8_t Indice4ValoresRC = 0;
uint8_t canal,a;
Indice4ValoresRC++;
for (canal = 0; canal < 8; canal++) {
DatoRC4Valores[canal][Indice4ValoresRC%4] = leerRuidoRC(canal);
MediaDatoRC[canal] = 0;
for (a=0;a<4;a++) MediaDatoRC[canal] += DatoRC4Valores[canal][a];
MediaDatoRC[canal]= (MediaDatoRC[canal]+2)/4;
if ( MediaDatoRC[canal] < DatoRC[canal] -3) DatoRC[canal] = MediaDatoRC[canal]+2;
if ( MediaDatoRC[canal] > DatoRC[canal] +3) DatoRC[canal] = MediaDatoRC[canal]-2; }
}

```

MODULO SALIDAS

```

#if defined(UNO)
uint8_t PWM_PIN[7] = {9,10,11,3,6,5,12}; //para un quad+: posterior,derecha,Izquierda,frontal.
#endif
void escribirMotores() { // [1000;2000] => [125;250]
#if defined(UNO)
#if (NUMERO_MOTOR > 0)
#ifndef RANGO_MOTOR_EXT
OCR1A = motor[0]>>3; // pin 9
#else
OCR1A = ((motor[0]>>2) - 250) + 2;
#endif
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 1)
#ifndef RANGO_MOTOR_EXT
OCR1B = motor[1]>>3; // pin 10
#else
OCR1B = ((motor[1]>>2) - 250) + 2;
#endif
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 2)
#ifndef RANGO_MOTOR_EXT
OCR2A = motor[2]>>3; // pin 11
#else
OCR2A = ((motor[2]>>2) - 250) + 2;
#endif
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 3)
#ifndef RANGO_MOTOR_EXT
OCR2B = motor[3]>>3; // pin 3
#else
OCR2B = ((motor[3]>>2) - 250) + 2;
#endif
#endif
}
void escribirTodoslosMotores(int16_t mc) { // Envia comandos a todos los motores.
}

```

```

for (uint8_t i =0;i<NUMERO_MOTOR;i++)
motor[i]=mc;
escribirMotores(); }
void iniciarSalida() {
for(uint8_t i=0;i<NUMERO_MOTOR;i++)
pinMode(PWM_PIN[i],OUTPUT);
#if defined(UNO)
#if (NUMERO_MOTOR > 0)
TCCR1A |= _BV(COM1A1); // conecta el pin 9 al tiempo 1 canal A
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 1)
TCCR1A |= _BV(COM1B1); // conecta el pin 10 al tiempo 1 canal B
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 2)
TCCR2A |= _BV(COM2A1); // conecta el pin 11 al tiempo 2 canal A
#endif
#if (NUMERO_MOTOR > 3)
TCCR2A |= _BV(COM2B1); // conecta el pin 3 al tiempo 2 canal B
#endif
#endif
escribirTodoslosMotores(COMANDOMIN);
delay(300); }
void mezclarTabla() {
int16_t maxMotor;
uint8_t i;
#define PIDMIX(X,Y,Z) ComandoRC[ACELERADOR] + ejesPID[ALABEO]*X + ejesPID[CABECEYO]*Y +
DIRECCION_GUINADA * ejesPID[GUINADA]*Z
#if NUMERO_MOTOR > 3
//previene un "salto de GUIÑADA" durante la correccion de la GUIÑADA.
ejesPID[GUINADA] = constrain(ejesPID[GUINADA],-100-
abs(ComandoRC[GUINADA]),+100+abs(ComandoRC[GUINADA]));
#endif
#ifdef QUADP
motor[0] = PIDMIX( 0,+1,-1); //Posterior
motor[1] = PIDMIX(-1, 0,+1); //Derecho
motor[2] = PIDMIX(+1, 0,+1); //Izquierdo
motor[3] = PIDMIX( 0,-1,-1); //Frontal
#endif
#ifdef QUADX
motor[0] = PIDMIX(-1,+1,-1); //Posterior_D
motor[1] = PIDMIX(-1,-1,+1); //Frontal_D
motor[2] = PIDMIX(+1,+1,+1); //Posterior_I
motor[3] = PIDMIX(+1,-1,-1); //Frontal_I
#endif

MODULO SENSORES
/** DIRECCIONES I2C */
// ACELEROMETRO
#if !defined(DIRECCION_ADXL345)
#define DIRECCION_ADXL345 0xA6 //WARNING: Conflicts with a Wii Motion plus!
#endif
// GIROSCOPO
#if !defined(IMU3000_DIRECCION)
#define IMU3000_DIRECCION 0XD0
#endif
// *****
// PARTE COMÚN DEL GIRO GIRÓSCOPO.

```

```

// ***** //
void GIRO_Comun() {
static int16_t anteriorGiroADC[3] = {0,0,0};
static int32_t g[3];
uint8_t ejes;
////////////////////////////////////
if (calibrandoG>0) {
for (ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
// Reset g[ejes] at start of calibration
if (calibrandoG == 400) g[ejes]=0;
// Sum up 400 readings
g[ejes] +=giroADC[ejes];
// Clear global variables for next reading
giroADC[ejes]=0;
giro_cero[ejes]=0;
if (calibrandoG == 1) {
giro_cero[ejes]=g[ejes]/400; } }
calibrandoG--; }
for (ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
giroADC[ejes] -= giro_cero[ejes];
//fallo contra el giro, se limitan las variaciones entre dos lecturas consecutivas
giroADC[ejes] = constrain(giroADC[ejes],anteriorGiroADC[ejes]-800,anteriorGiroADC[ejes]+800);
anteriorGiroADC[ejes] = giroADC[ejes]; } }
// ***** //
// PARTE COMUN DEL ACEL (ACELEROMETRO)
// ***** //
void ACEL_Comun() {
static int32_t a[3];
if (calibrandoA>0) {
for (uint8_t ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
// Restablecer un [eje] al inicio de la calibración
if (calibrandoA == 400) a[ejes]=0;
// suma 400 lecturas
a[ejes] +=acelADC[ejes];
// Borrar variables globales para la siguiente lectura
acelADC[ejes]=0;
acel_cero[ejes]=0; }
// Calcula el promedio, variación de z por acel_1G y almacena valores en la EEPROM al final de la
calibración.
if (calibrandoA == 1) {
acel_cero[ALABEO] = a[ALABEO]/400;
acel_cero[CABECEIO] = a[CABECEIO]/400;
acel_cero[GUINADA] = a[GUINADA]/400-acel_1G;
Ajusteacel[ALABEO] = 0;
Ajusteacel[CABECEIO] = 0;
escribirParametros(); // escribe acelCero en la EEPROM. }
calibrandoA--; }
#ifdef CalibracionAcelabordo
static int32_t b[3];
static int16_t acelCero_guardado[3] = {0,0,0};
static int16_t acelAjuste_guardado[2] = {0, 0};
//Guarda setpoints pasados antes de la medición.
if (calibrandoabordoA==50) {
acelCero_guardado[ALABEO] = acel_cero[ALABEO] ;
acelCero_guardado[CABECEIO] = acel_cero[CABECEIO];
acelCero_guardado[GUINADA] = acel_cero[GUINADA] ;
acelAjuste_guardado[ALABEO] = Ajusteacel[ALABEO] ;

```

```

    acelAjuste_guardado[CABECEIO] = Ajusteacel[CABECEIO]; }
    if (calibrandoabordoA>0) {
    for (uint8_t ejes = 0; ejes < 3; ejes++) {
    // Restablecer un [eje] al inicio de la calibración
    if (calibrandoabordoA == 50) b[ejes]=0;
    // suma 50 lecturas
    b[ejes] +=acelADC[ejes];
    // borrar la variable global para las siguientes lecturas
    acelADC[ejes]=0;
    acel_cero[ejes]=0; }
    // Todos los valores son medidos
    if (calibrandoabordoA == 1) {
    Acel_calibracionabordo_Activo = 0;
    Acel_calibracionmedidaabordo = 1;
    destelloLED(10,10,2); //parpadeo del Led para indicar el comienzo a bordo.
    // recuperar los valores guardados para mantener el comportamiento actual del vuelo hasta que los valores
    nuevos se transfieran.
    acel_cero[ALABEO] = acelCero_guardado[ALABEO];
    acel_cero[CABECEIO] = acelCero_guardado[CABECEIO];
    acel_cero[GUINADA] = acelCero_guardado[GUINADA];
    Ajusteacel[ALABEO] = acelAjuste_guardado[ALABEO];
    Ajusteacel[CABECEIO] = acelAjuste_guardado[CABECEIO]; }
    calibrandoabordoA--; }
    // Calcula el promedio, variación de z por acc_1G y almacena valores en la EEPROM al final de la
    calibración.
    if (Acel_calibracionabordo_EEPROM == 1){ //Si el Quadrotor se cae, es desarmado y el combo se ha hecho
    de nuevo.
    Acel_calibracionabordo_EEPROM = 0;
    acel_cero[ALABEO] = b[ALABEO]/50;
    acel_cero[CABECEIO] = b[CABECEIO]/50;
    acel_cero[GUINADA] = b[GUINADA]/50-acel_1G;
    Ajusteacel[ALABEO] = 0;
    Ajusteacel[CABECEIO] = 0;
    escribirParametros(); // escribe acelCero en la EEPROM }
    #endif
    acelADC[ALABEO] -= acel_cero[ALABEO];
    acelADC[CABECEIO] -= acel_cero[CABECEIO];
    acelADC[GUINADA] -= acel_cero[GUINADA];
}

```

ANEXO H. DESCRIPCION Y ANALISIS DE LA SINTONIZACION DEL CONTROL PID

Para analizar la respuesta final de un sistemas de control sometido a perturbaciones, se debe tener en cuenta la forma de su comportamiento a traves del tiempo, mediante la determinación de su factor de amortiguamiento.

En sistemas lineales de segundo orden, definidos por la ecuacion:

$$\tau^2 \frac{d^2 y(t)}{dt^2} + 2\xi\tau \frac{dy(t)}{dt} + y(t) = Kx(t)$$

Donde:

τ es una constante de tiempo

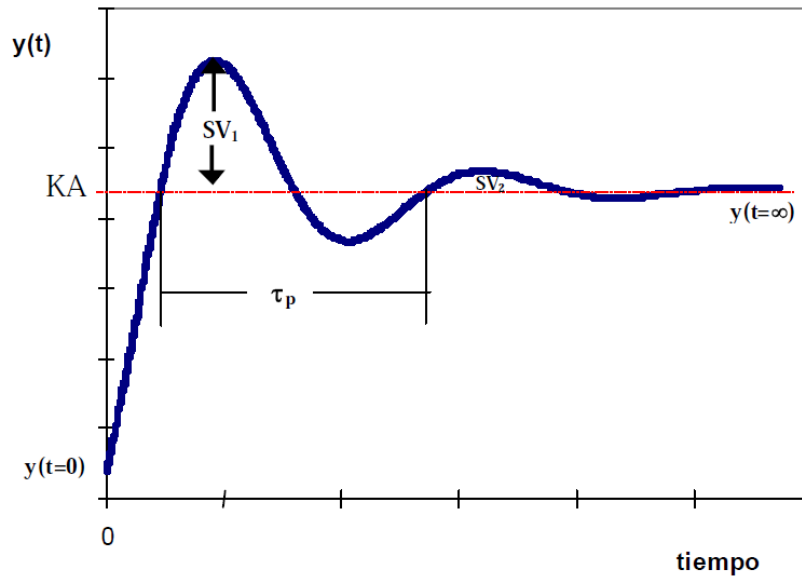
ξ representa el factor de amortiguamiento

K es la ganancia en estado estacionario del sistema.

Estos parámetros se calculan con ecuaciones en función de las características físicas del sistema, que determinan su atraso dinámico, tipo de respuesta y la ganancia.

En la siguiente gráfica, que corresponde a la respuesta de un sistema dinámico de segundo orden de tipo subamortiguado, se pueden medir tres magnitudes importantes como:

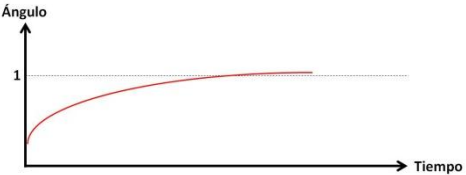
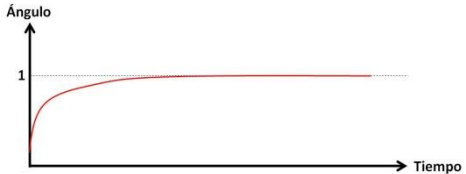
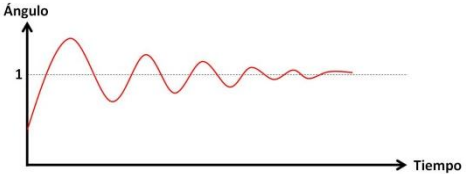
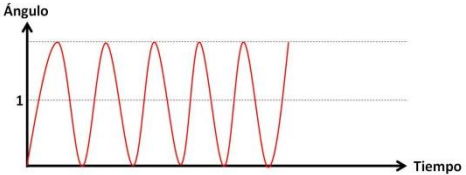
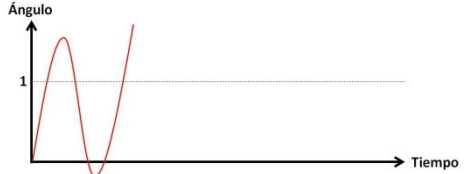
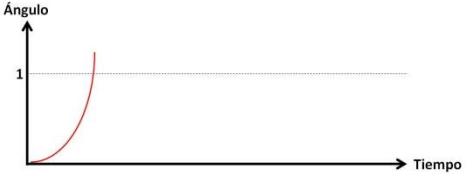
- La frecuencia de oscilación
- El factor de amortiguamiento
- La frecuencia natural del sistema



- Ecuación de la frecuencia de oscilación $\tau_p = \frac{2\pi}{\omega_p}$
- Ecuación del factor de amortiguamiento $\xi = \frac{SV2}{SV1} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$
- Ecuación de la ecuación de frecuencia natural $\omega_p = \omega_n \sqrt{1-\xi^2}$

Dependiendo del valor resultante del factor de amortiguamiento, se puede deducir el tipo de comportamiento que posea el sistema dinámico en un momento dado.

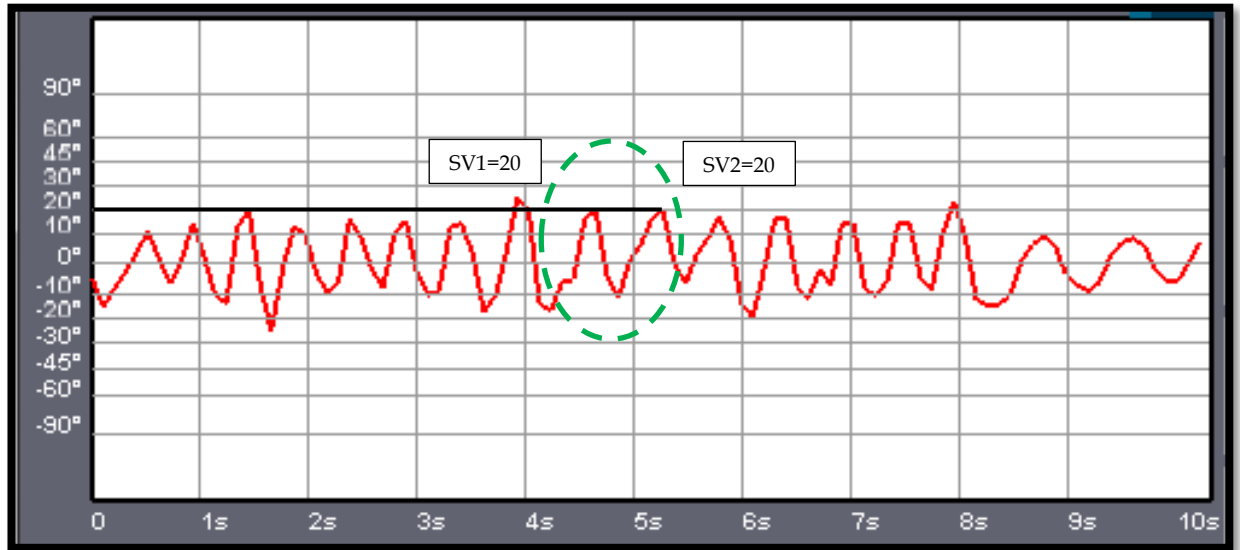
La siguiente tabla muestra los rangos que puede tomar este factor de amortiguamiento, el tipo de respuesta al cual corresponde, así como su respectiva gráfica, condiciones que fueron analizadas en las pruebas de sintonización del control PID realizadas al vehículo Quadrotor y de las cuales se obtuvo caracterización.

COMPORTAMIENTO DEL SISTEMA		
FACTOR DE AMORTIGUAMIENTO	TIPO	GRAFICA
$\zeta > 1$	Sobreamortiguado	
$\zeta = 1$	Amortiguado crítico	
$0 < \zeta < 1$	Subamortiguado estable	
$\zeta = 0$	Oscilatorio sostenido	
$-1 < \zeta < 0$	Subamortiguado inestable	
$\zeta \leq -1$	Sobreamortiguado inestable	

El factor de amortiguamiento fue determinado aproximando los valores arrojados por su gráfica correspondiente en un segmento de tiempo de la misma (circulo verde).

Tomando los resultados de la prueba de sintonización empleando únicamente el control proporcional (pág. 244), se pueden obtener los valores máximos de las amplitudes angulares para calcular el factor de amortiguamiento del sistema presente en esta prueba.

GRAFICA CON CONTROL (P) PRUEBA 1



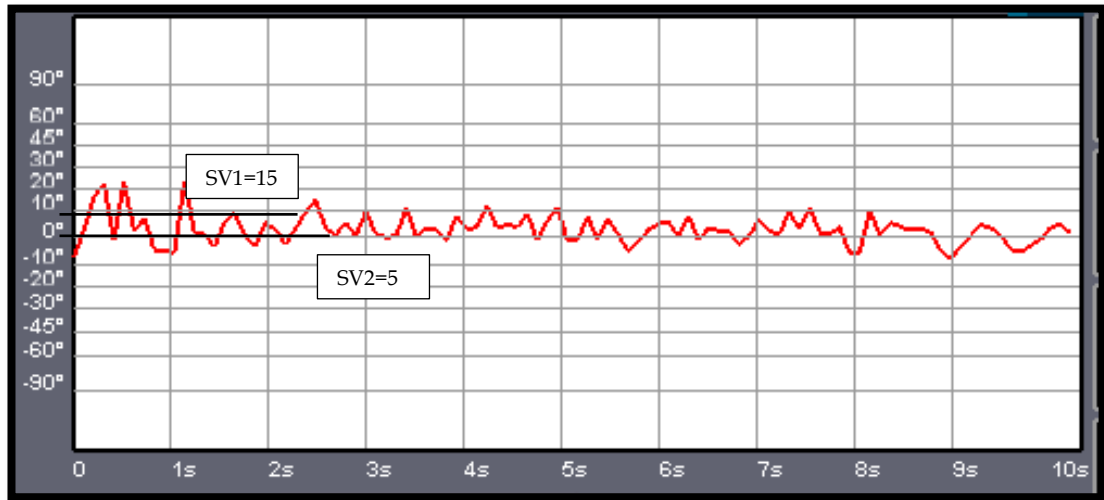
Factor de amortiguamiento:

$$\xi = \frac{SV2}{SV1} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} = \frac{20}{20} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} \gg \xi = 0$$

La respuesta del comportamiento del sistema es inestable.

GRAFICA CON CONTROL (PD) PRUEBA 3

En esta prueba, se asignaron valores a las ganancias proporcional y derivativa (pág. 246), para determinar una nueva respuesta dinámica.

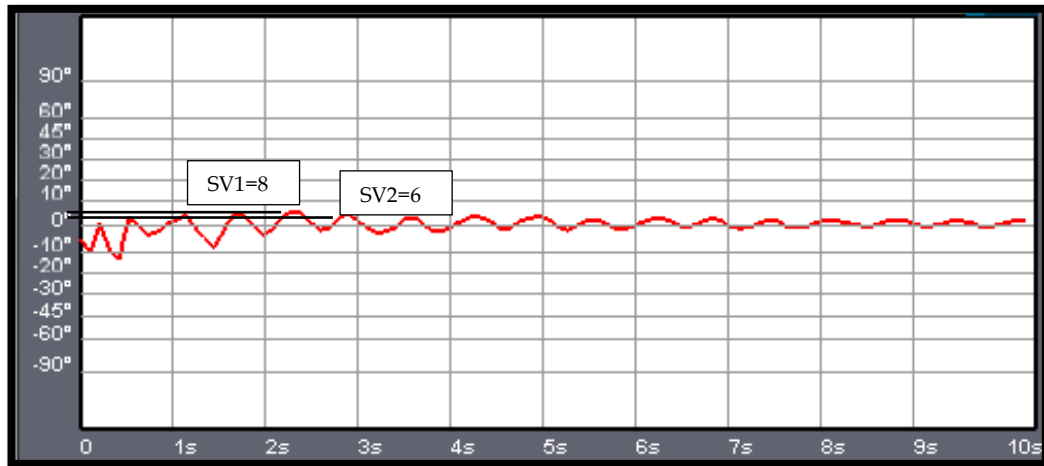


$$\xi = \frac{SV2}{SV1} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} = \frac{5}{15} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} \gg \xi = 0.17$$

El sistema presenta un comportamiento subamortiguado.

GRAFICA CON CONTROL (PID) PRUEBA 5

En esta prueba se asignaron valores a las ganancias proporcional, integral y derivativa en el sistema de control, obteniendo el siguiente resultado.



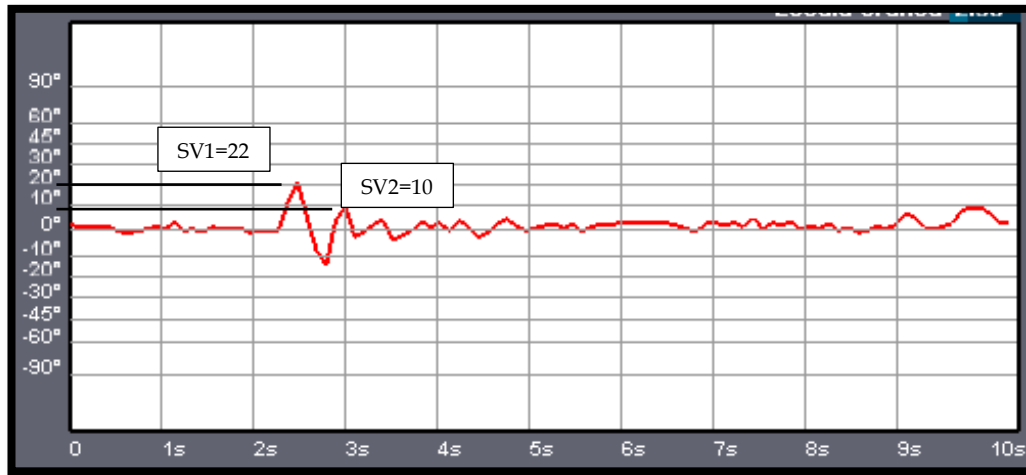
Factor de amortiguamiento:

$$\xi = \frac{SV2}{SV1} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} = \frac{6}{8} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} \gg \xi = 0.04$$

El sistema dinámico responde a un comportamiento subamortiguado.

GRAFICA CON CONTROL (PID) PRUEBA 6

De igual manera que en la prueba anterior, se asignaron ganancias proporcional, integral y derivativa.



Factor de amortiguamiento:

$$\xi = \frac{SV2}{SV1} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} = \frac{10}{22} = e^{\frac{-2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}} \gg \xi = 0.12;$$

La respuesta del sistema es un comportamiento subamortiguado.