



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

TESIS PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN MECATRÓNICA

TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE
HELICÓPTERO NO TRIPULADO PARA MONITOREO AÉREO
EN LUGARES DE DIFÍCIL ACCESO

AUTORES:

CABEZAS CEVALLOS, SAULO ANDRÉS
CÁRDENAS MORILLO, LUIS FABIÁN


DIRECTOR: ING. OLMEDO, FERNANDO

CODIRECTOR: ING. TERNEUS, FRANCISCO

SANGOLQUÍ, ABRIL 2015

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO

El proyecto de grado denominado “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE HELICÓPTERO NO TRIPULADO PARA MONITOREO AÉREO EN LUGARES DE DIFÍCIL ACCESO” fue realizado en su totalidad por los señores Saulo Andrés Cabezas Cevallos y Luis Fabián Cárdenas Morillo, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniera en Mecatrónica.



ING. FERNANDO OLMEDO

DIRECTOR



ING. FRANCISCO TERNEUS

CODIRECTOR

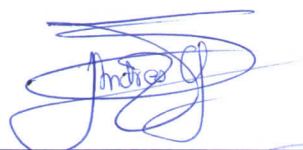
Sangolquí, Abril 2015

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

El proyecto de grado denominado “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE HELICÓPTERO NO TRIPULADO PARA MONITOREO AÉREO EN LUGARES DE DIFÍCIL ACCESO”, ha sido desarrollado con base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan el pie de las páginas correspondiente, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de nuestra autoría.

En virtud de esta declaración, nos responsabilizamos del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.



Saulo Andrés Cabezas Cevallos



Luis Fabián Cárdenas Morillo

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA.



Director de la Carrera de Ingeniería Mecatrónica.

Ing. Francisco Terneus.

Sangolquí, Abril 2015

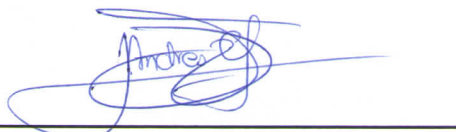
CARRERA DE INGENIERIA MECATRÓNICA

AUTORIZACIÓN

Nosotros:

Saulo Andrés Cabezas Cevallos y Luis Fabián Cárdenas Morillo

Autorizamos a la UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE la publicación en la biblioteca virtual de la Institución del trabajo “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE HELICÓPTERO NO TRIPULADO PARA MONITOREO AÉREO EN LUGARES DE DIFÍCIL ACCESO”, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra exclusiva responsabilidad y autoría.



Saulo Andrés Cabezas Cevallos



Luis Fabián Cárdenas Morillo

Sangolquí, Abril 2015

DEDICATORIA

Dedico a mi madre Cecilia Cevallos pilar fundamental en mi vida, que con su sacrificio, hizo posible la culminación de esta etapa académica, ya que ha sido mi apoyo moral. Sin ella jamás hubiese podido conseguir lo que hasta ahora he logrado.

A mi padre Manuel Cabezas que sé, que me está observando desde el cielo, ha sido un ejemplo a seguir, mi lucha es constante por seguir ese sendero por el cual me guió. Todas las palabras, los recuerdos y la fortaleza heredada. Fue y seguirá siendo mi más grande ejemplo e inspiración.

A mis hermanas Janeth y Silvana, por ser mis compañeras y amigas en las buenas y en las malas y porque han sido un buen ejemplo a seguir, gracias por todas sus palabras de aliento y consejos.

A mi novia Adriana, por ser el motor que impulsa mi vida, eres la persona que ha complementado mi alma, aún tengo muchas metas más por cumplir a su lado.

Saulo Andrés Cabezas Cevallos

DEDICATORIA

*El hombre no está hecho para la derrota. Un hombre puede ser destruido,
pero no derrotado. Ernest Hemingway.*

Este proyecto va dedicado principalmente a mis Padres Fabián Cárdenas y Olga Morillo quienes estuvieron presentes no solo durante mi carrera universitaria sino desde que mis ojos vieron la luz de este mundo y nunca me han faltado en nada. Con su ejemplo y apoyo me impulsaron a seguir adelante a pesar de los problemas. Espero que este logro les brinde una gran felicidad.

A mi abuelita Cellita quien me crió desde bebé y que siempre ha estado pendiente de mí, y me ha enseñado con su ejemplo las virtudes de la paciencia y la perseverancia.

A mi hermana Vane de quien he aprendido tantas cosas y me ha ayudado a crecer como persona. Espero que consigas lo que te propongas y llegues a ser una excelente profesional.

A toda mi familia, quienes siempre me apoyaron cuando hubo la necesidad y me han dado ejemplos de vida muy valiosos.

Luis Fabián Cárdenas Morillo

AGRADECIMIENTO

En primer lugar a Dios por haberme guiado por el camino dándome fuerzas para culminar esta etapa y permitirme el haber llegado hasta este momento tan importante de mi formación profesional.

A todos los integrantes de mi familia, mis padres, hermanas, cuñados y mis sobrinos, ya que fueron un punto clave para salir adelante y estuvieron conmigo en mi proceso académico, todo el tiempo brindándome su apoyo incondicional que me ha ayudado a superarme cada instante de mi vida.

A la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE y todos sus profesores que formaron parte de esta meta porque en sus aulas, recibimos el conocimiento intelectual y humano. Un agradecimiento especial al Ing. Fernando Olmedo e Ing. Francisco Terneus, que con sus conocimientos y buena voluntad me han guiado correctamente para el desarrollo de este proyecto.

A mis amigos la mayoría ya graduados y otros próximos a graduarse con quienes formamos un lazo llamado amistad, siempre colaborándonos en los momentos más difíciles.

A mi compañero y hermano Luis que ha compartido tantos años de clase juntos y con el que hemos batallado juntos en las buenas y en las malas para lograr alcanzar este último paso que es la culminación de este proyecto.

Saulo Andrés Cabezas Cevallos

AGRADECIMIENTO

Agradezco a mis Padres Fabián y Olga por siempre apoyar mis estudios, por su amor y por todas las enseñanzas de vida. Gracias a ellos he podido llegar hasta aquí pues han sido la base para mi formación académica y personal.

A mi abuelita Cellita quien es una Madre para mí, estoy muy agradecido de haber podido vivir con ella momentos tan entrañables hasta hoy, y espero que la vida nos permita seguir compartiendo juntos mucho tiempo más.

A mi hermana con la que he vivido muchas alegrías y hemos compartido tantas cosas maravillosas. Gracias por tenerme paciencia y estar conmigo, sabes que tu sazón es mi favorita.

A mi tío Gustavo Cárdenas que me ha apoyado enormemente y ha sido como un Padre para mí y mi hermana, y nos sustentó en los momentos más difíciles. A él y a toda su familia un eterno agradecimiento.

A mi familia, tíos, tías, primos, etc. Lamento no poder nombrar a todos pero extendiendo un agradecimiento por todo el apoyo y las vivencias compartidas. Me siento orgulloso de formar parte de esas hermosas familias.

A los amigos con los que he compartido momentos especiales dentro y fuera de las aulas, especialmente gracias por todas las locuras que vivimos.

A la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, al Ing. Fernando Olmedo e Ing. Francisco Terneus dispuestos a ayudarnos en todo momento.

A mi querido amigo Andrés, a su madre Cecilia, a sus hermanas Janeth y Silvana, a su novia Adriana, por haberme permitido convivir con ellos como un miembro más de su familia durante la realización de la tesis.

Finalmente agradezco a Dios Padre y Dios Madre por permitirme estar aquí, sin ellos nada sería posible.

Luis Fabián Cárdenas Morillo

INDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICADO.....	ii
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIAS	v
AGRADECIMIENTOS.....	vii
INDICE GENERAL.....	ix
GLOSARIO	xxi
RESUMEN	xxii
ABSTRACT.....	xxiii
CAPÍTULO I	
GENERALIDADES	1
1.1 Introducción	1
1.2 Planteamiento del Problema	1
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos.....	4
1.4.1 Objetivo General	4
1.4.2 Objetivos Específicos.....	4
1.5 Metodología	4
CAPITULO II	
MARCO TEÓRICO	6
2.1 Definición del Proyecto	6
2.1.1 Antecedentes	6
2.2 Nociones Básicas – Mecánica y Aerodinámica.....	9
2.3 Descripción del proyecto.....	15
2.3.1 Clasificación de helicópteros RC	15
2.3.2 Descripción de componentes mecánicos.....	16
2.3.2.1 Grupo Rotor Principal.....	16
2.3.2.2 Grupo Rotor de cola.....	19
2.3.2.3 Grupo de transmisión de potencia	20

2.3.2.4 Estructura.....	22
2.3.3 Descripción de componentes electrónicos.....	23
2.3.4 Movimientos principales del helicóptero	24
CAPITULO III	
DISEÑO MECATRÓNICO	29
3.1 Consideraciones Generales de Diseño.....	29
3.2 Diseño y selección de los componentes mecánicos	32
3.2.1 Grupo de transmisión de potencia del motor	33
3.2.1.1 Motor.....	33
3.2.1.2 Engranajes de transmisión de potencia del motor	36
3.2.1.3 Engranajes de transmisión de potencia al rotor de cola	39
3.2.1.4 Polea de transmisión de potencia del rotor de cola	40
3.2.2 Grupo Rotor Principal.....	40
3.2.2.1 Palas.....	41
3.2.2.2 Mecanismos de variación colectiva de paso.....	49
3.2.2.3 Servomotores de control de plano de mando	50
3.2.3 Grupo Rotor de cola.....	53
3.2.3.1 Palas del rotor de cola	56
3.2.3.2 Mecanismos del rotor de cola	57
3.2.3.3 Servomotor de variación de empuje del rotor de cola.....	57
3.2.4 Estructura.....	58
3.2.4.1 Componentes de sujeción.....	58
3.2.4.2 Estructura general.....	61
3.2.4.3 Tubo de cola	67
3.2.4.4 Tren de Aterrizaje	69
3.3 Selección de los componentes eléctricos y/o electrónicos	72
3.3.1 Batería	72
3.3.1.1 Capacidad de Descarga.....	73
3.3.1.2 Velocidad de Descarga	73
3.3.2 Controlador electrónico de velocidad (ESC)	74
3.3.3 Módulos para la transmisión por radio-frecuencia	75

3.3.4	Cámara	77
3.4	Diseño de los Circuitos Impresos.....	79
3.4.1	Diseño del Circuito Impresos para el Helicóptero	79
3.4.2	Diseño del Circuito Impreso para el Control Remoto	82
3.5	Diseño de los componentes del sistema de Control	85
3.5.1	Microcontrolador para la aeronave y para el control remoto	87
3.5.2	Sensores de inclinación o de ángulos de navegación	88
3.6	Selección del software necesario.....	91
CAPITULO IV		
	IMPLEMENTACION.....	93
4.1	Implementación de la aeronave no tripulada	93
4.2	Implementación de los componentes eléctricos y/o electrónicos.....	97
4.2.1	Implementación electrónica del control remoto.....	97
4.2.2	Implementación electrónica en el helicóptero	100
4.2.3	Implementación de los módulos de radio frecuencia	104
4.3	Implementación del sistema de control.....	107
4.4	Programación del sistema de control.....	108
4.4.1	Programación del micro controlador del control remoto.....	108
4.4.1.1	Diagrama de flujo del Microcontrolador en el control remoto	109
4.4.2	Programación del micro controlador de la aeronave.....	111
4.4.2.1	Control de los Movimientos del Helicóptero	111
4.4.2.2	Programación de los servomotores	116
4.4.2.3	Programación del motor Brushless	119
4.4.2.4	Programación de la unidad de medida inercial IMU.....	120
4.4.2.5	Programación del giroscopio electrónico	123
4.4.2.6	Diagrama de flujo del Microcontrolador a bordo	124
CAPITULO V		
	PRUEBAS Y RESULTADOS	125
5.1	Desarrollo del protocolo de pruebas	125
5.2	Pruebas y resultados de los componentes electrónicos	125
5.2.1	Pruebas en servomotores.....	125

5.2.2 Pruebas del motor brushless	127
5.2.3 Pruebas de envío de datos con los módulos de radio frecuencia	128
5.2.4 Pruebas de la unidad de medición inercial IMU	129
5.2.5 Pruebas del giroscopio electrónico	130
5.2.6 Pruebas con la cámara wireless	131
5.3 Pruebas y resultados del sistema de control.....	132
5.4 Pruebas y resultados del sistema en general	135
CAPITULO VI	
ANÁLISIS ECONÓMICO Y FINANCIERO.....	139
6.1 Costos de implementación.....	139
6.1.1 Costo de materiales y componentes varios	139
6.1.2 Costos de mano de obra.....	142
6.1.3 Costo Total.....	143
6.2 Relación inversión/beneficio	143
CAPÍTULO VII	
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	146
7.1 CONCLUSIONES	146
7.2 RECOMENDACIONES.....	147

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Peso de los diferentes modelos de Helicópteros a radio control....	31
Tabla 2. Parámetro inicial de diseño.....	32
Tabla 3. Especificaciones del Motor Brushless.....	35
Tabla 4. Velocidades Angulares del Motor	36
Tabla 5. Cálculo del número de dientes para el piñón del motor	38
Tabla 6. Tamaño de las palas de acuerdo al tipo de Helicóptero	41
Tabla 7. Propiedades de la atmósfera	45
Tabla 8. Especificaciones de los servomotores escogidos	52
Tabla 9. Pesos de los elementos sujetos a la estructura	64
Tabla 10. Fuerzas y momentos sobre la estructura	65
Tabla 11. Peso total del helicóptero sin tren de aterrizaje	69
Tabla 12. Especificaciones de la batería LiPo	72
Tabla 13. Especificaciones del controlador electrónico de velocidad	75
Tabla 14. Especificaciones de los módulos de radio frecuencia.....	76
Tabla 15. Resumen de componentes eléctricos y/o electrónicos	79
Tabla 16. Elementos de la placa de circuito impreso del helicóptero.....	80
Tabla 17. Elementos de la placa de circuito impreso del control remoto	83
Tabla 18. Especificaciones del micro-controlador.....	87
Tabla 19. Especificaciones de la unidad de medición inercial	90
Tabla 20. Especificaciones del giroscopio electrónico	90
Tabla 21. Distribución de pines del micro controlador del control remoto..	109
Tabla 22. Distribución de pines del micro controlador de la aeronave.....	111
Tabla 23. Movimientos de los servomotores de la aeronave	115
Tabla 24. Bandas de frecuencia según IEEE Std 521-2002 (estándar original aprobado en 1984)	132
Tabla 25. Resultados cualitativos del sistema de control.....	135
Tabla 26. Costo del sistema mecánico	140
Tabla 27. Costo del sistema electrónico	141
Tabla 28. Costo del sistema para transmisión de video.....	141

Tabla 29. Costo de Materiales y Componentes varios.....	142
Tabla 30. Costos de mano de obra.....	142
Tabla 31. Detalle de costos totales	143

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Círculo de Deming	4
Figura 2. El helicóptero de Leonardo da Vinci (s. XV)	6
Figura 3. El helicóptero de Paul Cornu (1906)	7
Figura 4. Aeronave no tripulada Target Drone Deny 1 en la Segunda Guerra Mundial	7
Figura 5. Diferentes Tipos de Drones	8
Figura 6. Diagrama de cuerpo libre del helicóptero	9
Figura 7. Fuerzas que intervienen al inclinar el plano de rotación	10
Figura 8. Partes del perfil de una hélice.....	10
Figura 9. Aerodinámica del perfil de la pala del helicóptero.....	11
Figura 10. Fuerzas de presión y depresión sobre el perfil de la hélice	12
Figura 11. Fuerza aerodinámica resultante	12
Figura 12. Ángulo de incidencia y cuerda de referencia	13
Figura 13. Ángulo de paso.....	13
Figura 14. Par de reacción del rotor principal	14
Figura 15. Rotor de cola	14
Figura 16. Hélices del rotor principal.....	16
Figura 17. Plato Cíclico.....	17
Figura 18. Partes del plato cíclico	17
Figura 19. Vista en corte del plato cíclico	18
Figura 20. Acoplamiento del servomotor a la biela de mando del plato cíclico	18
Figura 21. Punto de ensamble para servomotores en el plato cíclico.....	19
Figura 22. Palas del rotor de cola	19
Figura 23. Rotor posterior.	20
Figura 24. Motor Brushless.....	21
Figura 25. Engranajes principales de transmisión de potencia.....	22
Figura 26. Polea de transmisión	22
Figura 27. Estructura general de un helicóptero RC	23

Figura 28. Microcontrolador	23
Figura 29. Módulos de Radiofrecuencia	24
Figura 30. Vista frontal del plato cíclico - Movimiento hacia la derecha.....	25
Figura 31. Movimiento hacia la derecha del helicóptero	25
Figura 32. Vista frontal del plato cíclico - Movimiento hacia la izquierda	26
Figura 33. Movimiento hacia la izquierda del helicóptero	26
Figura 34. Movimiento hacia arriba y hacia abajo del plano oscilante	27
Figura 35. Variación del ángulo de paso en las hélices	27
Figura 36. Giro del helicóptero en su propio eje	28
Figura 37. Movimientos generales del helicóptero.....	28
Figura 38. Tamaños de helicópteros RC estándar.....	30
Figura 39. Motor brushless Tarot 3500KV	35
Figura 40. Engrane principal.....	37
Figura 41. Piñón de 13 dientes para el motor brushless.....	38
Figura 42. Conjunto Engranaje para el motor brushless.....	39
Figura 43. Conjunto total de engranajes para el motor brushless.....	40
Figura 44. Hélices para rotor principal	42
Figura 45. Fuerzas en una hélice.....	42
Figura 46. Fuerza de sustentación sobre el rotor principal	43
Figura 47. Centro de gravedad y empuje en una hélice	46
Figura 48. Cuerda en una hélice.....	47
Figura 49. Polar de un perfil.....	48
Figura 50. Constantes de sustentación y arrastre.....	48
Figura 51. Tipos de platos cíclicos.....	50
Figura 52. Plato cíclico con flybar	50
Figura 53. PWM en servos análogos y digitales	51
Figura 54. Rotación del helicóptero y el rotor principal	53
Figura 55. Fuerza generada por el rotor de cola.....	54
Figura 56. Torques en el motor y engrane principal.....	54
Figura 57. Distancia entre rotor principal y el de cola	56
Figura 58. Palas de plástico del rotor de cola	56

Figura 59. Mecanismo de rotor de cola con polea para transmisión de potencia	57
Figura 60. Bieleta del servomotor de cola.....	58
Figura 61. Momento que genera el motor.....	59
Figura 62. Simulación por elementos finitos del sujetador.....	60
Figura 63. Aluminio comercial 7075.....	62
Figura 64. Ubicación de los elementos que soportará la estructura	63
Figura 65. Estructura para soporte de elementos.....	63
Figura 66. Estructura conformada por dos niveles.....	64
Figura 67. Fuerza y momentos en el helicóptero	65
Figura 68. Análisis de esfuerzo de Von Mises en la estructura.....	66
Figura 69. Análisis de factor de seguridad en la estructura	66
Figura 70. Distancia del rotor principal al rotor de cola	67
Figura 71. Análisis de esfuerzo de Von Mises en el tubo de cola	68
Figura 72. Análisis de factor de seguridad en el tubo de cola.....	68
Figura 73. Fuerzas en el tren de aterrizaje	70
Figura 74. Análisis de esfuerzo de Von Mises en el tren de aterrizaje.....	71
Figura 75. Análisis de factor de seguridad en el tren de aterrizaje	71
Figura 76. Batería de Polímero de litio de 3 celdas	72
Figura 77. Controlador electrónico de velocidad RCE-BL70G.....	74
Figura 78. Módulo XBee-PRO S2B para radio frecuencia.....	77
Figura 79. Cámara Wireless	78
Figura 80. Canales para envío de video en tiempo real.....	78
Figura 81. Diseño de conexiones de elementos electrónicos del helicóptero	80
Figura 82. Diseño del PCB del helicóptero	81
Figura 83. Carcasa para el control remoto.....	82
Figura 84. Diseño de conexiones de elementos electrónicos del control remoto	83
Figura 85. Diseño del PCB del control remoto – nivel 1.....	84
Figura 86. Diseño del PCB del control remoto – nivel 2.....	84

Figura 87. Flybar o barra de vuelo para el sistema de control	85
Figura 88. Sistema de control en lazo abierto.....	86
Figura 89. Sistema de control en lazo cerrado.....	86
Figura 90. Sistema de control para la aeronave	87
Figura 91. Ángulos para la orientación de la aeronave	88
Figura 92. Estructura del helicóptero	93
Figura 93. Rotor principal y rotor de cola	94
Figura 94. Implementación de componentes varios en la aeronave	95
Figura 95. Estructura para la cámara a bordo.....	96
Figura 96. Elementos principales del helicóptero.....	96
Figura 97. Esquema de conexión electrónico para la implementación del control remoto	98
Figura 98. Placa 1 de circuito impreso para el control remoto	99
Figura 99. Placa 2 de circuito impreso para el control remoto	99
Figura 100. Circuito electrónico para el control remoto.....	99
Figura 101. Control remoto implementado (vista interna).....	100
Figura 102. Control remoto implementado.....	100
Figura 103. Fases de alimentación de energía para el helicóptero.....	101
Figura 104. Esquema de conexión electrónico para la implementación en la aeronave	102
Figura 105. Placa de circuito impreso para el helicóptero	102
Figura 106. Circuito electrónico para el helicóptero	103
Figura 107. Ubicación de la placa de control en el helicóptero.....	103
Figura 108. Configuración de direcciones de módulos XBee	104
Figura 109. Configuración de la velocidad de comunicación de módulos XBee.....	105
Figura 110. Quemador de dispositivos XBee.....	106
Figura 111. Módulo XBee a bordo del helicóptero	106
Figura 112. Elementos del sistema de control en la aeronave	108
Figura 113. Diagrama de flujo del micro controlador del control remoto...	110
Figura 114. Movimiento vertical del joystick izquierdo	112

Figura 115. Movimiento horizontal del joystick derecho.....	113
Figura 116. Movimiento vertical del joystick derecho.....	114
Figura 117. Movimiento horizontal del joystick izquierdo	114
Figura 118. Control de los movimientos del helicóptero	116
Figura 119. Ancho de pulso para control de servomotor	117
Figura 120. Control de servos por medio del mov. vertical del joystick izquierdo	118
Figura 121. Control de servos por medio del mov. vertical del joystick derecho	118
Figura 122. Control de servos por medio del mov. horizontal del joystick derecho	119
Figura 123. Control de Potencia del Motor brushless	120
Figura 124. Filtro complementario para la IMU	121
Figura 125. Ángulos de inclinación obtenidos con el acelerómetro	122
Figura 126. Programación del giroscopio electrónico	123
Figura 127. Diagrama de flujo del micro controlador de la aeronave.....	124
Figura 128. Pruebas con servos análogos.....	126
Figura 129. Pruebas de Servomotores. Izquierda: servo análogo; Derecha: servo digital	126
Figura 130. Pruebas de servos digitales en el rotor principal	127
Figura 131. Pruebas de potencia del motor brushless.....	127
Figura 132. Pruebas con módulos de radio frecuencia.....	128
Figura 133. Filtro complementario en la obtención del ángulo Roll.....	129
Figura 134. Filtro complementario en la obtención del ángulo Pitch.....	130
Figura 135. Pruebas del giroscopio electrónico	131
Figura 136. Pruebas de control sobre el plato cíclico	133
Figura 137. Datos en tiempo real de la IMU con el helicóptero en reposo	133
Figura 138. Datos en tiempo real de la IMU con el helicóptero en vuelo..	134
Figura 139. Cámara a bordo – captura 1	136
Figura 140. Cámara a bordo – captura 2	137
Figura 141. Cámara a bordo – captura 3.....	137

Figura 142. Cámara a bordo – captura 4 138

Figura 143. Cámara a bordo – captura 5 138

GLOSARIO

- **Aeronave no tripulada:** vehículo que tiene la capacidad de volar o navegar por el aire, con la posibilidad de controlar sus movimientos sin la necesidad de contar con personas en su interior.
- **Hélice:** elemento mecánico que gira con respecto a un eje principalmente para generar un empuje por el cambio de presión y velocidad en el fluido en el que se mueve gracias a la característica de su perfil.
- **Plato cíclico:** dispositivo esencial en la variación cíclica de paso o ángulo de incidencia en las hélices, pues puede deslizarse y girar sobre el mástil del rotor.
- **Motor:** máquina que transforma una forma de energía en trabajo mecánico permitiendo el movimiento del sistema.
- **Servomotor:** artefacto que posee un motor con un mecanismo reductor que permite controlar su posición angular por medio de una señal de control electrónica. Se usa comúnmente en robótica, aeronáutica y modelismo de radiocontrol.
- **Radiofrecuencia:** Frecuencia correspondiente a las ondas de radio, comprendidas entre los 3 kHz y 30 MHz.
- **Giroscopio electrónico:** Componente que permite la medición de la tasa de variación de un ángulo de inclinación de un plano XYZ. Se utiliza comúnmente para mantener equilibrada la dirección de la cola ante perturbaciones como ráfagas de viento.
- **Acelerómetro:** sensor de aceleración o vibración, que permite realizar la medición de ángulos de inclinación de 3 planos XYZ.

RESUMEN

El presente proyecto está desarrollado con el principal objetivo de realizar tomas aéreas desde una cámara wireless (inalámbrica) a bordo de un prototipo de helicóptero no tripulado. Las aplicaciones que pueden desarrollarse con un dispositivo de estas características son muy variadas, pero en este caso se utilizará en el monitoreo de zonas de difícil acceso, para lo cual se han desarrollado e implementado los subsistemas mecánicos y electrónicos necesarios. En primer lugar se describen brevemente las bases teóricas que hacen posible el vuelo de esta aeronave. El diseño parte del peso que se necesita levantar, tanto del helicóptero en sí como el de la cámara. Se seleccionan todos los sistemas mecánicos necesarios e indispensables, principalmente los rotores y el motor a utilizar, y se presenta el diseño de algunas piezas específicas para lograr la aplicación requerida. A continuación se seleccionan los distintos elementos electrónicos que permitan controlar por radio frecuencia el vuelo de la aeronave por medio de un control remoto adaptado a nuestros requerimientos. Se detalla el proceso de implementación del helicóptero y las configuraciones necesarias previas al vuelo del vehículo aéreo. En el siguiente punto se detallan las pruebas y resultados de los distintos componentes mecánicos, eléctricos y electrónicos incorporados en el prototipo y también del sistema en general, y se evalúa si el funcionamiento de los subsistemas es adecuado. Finalmente se realiza un estudio económico con los costos representativos del proyecto para evaluar la rentabilidad del mismo, como referencia para la Fundación Jatun Sacha.

PALABRAS CLAVES:

HELICÓPTERO, AERONAVE NO TRIPULADA, PLATO CÍCLICO, RADIOFRECUENCIA, CONTROL REMOTO.

ABSTRACT

This project is developed with the main objective of performing aerial shots from a wireless camera (wireless) aboard a prototype of unmanned helicopter. Applications that can be developed with a device of this nature are varied, but in this case will be used in monitoring inaccessible areas, for which we have developed and implemented the necessary mechanical and electronic subsystems. First briefly describes the theoretical foundations that allow the flight of this aircraft. The design starts from the weight we need to lift both the helicopter itself and the camera. All necessary and indispensable mechanical systems are selected, especially rotors and motor to be used, and design of specific parts is presented to achieve the required application. The different electronic elements to the radio frequency control aircraft flight by a remote control adapted to the present requirements are selected. The implementation process of the helicopter, and required air vehicle pre-flight configurations are detailed. Next to this, tests and results of the various mechanical, electrical and electronic components incorporated in the prototype and overall system are described, and evaluated whether the operation of the subsystems is adequate. Finally, an economic study is performed with representative project costs to assess the profitability of it as reference for the Jatun Sacha Foundation.

KEY WORDS:

HELICOPTER, UNMANNED AIRCRAFT, SWASHPLATE, RADIO FREQUENCY, REMOTE CONTROL.

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

1.1 Introducción

El desarrollo de la tecnología en la actualidad va dando pasos agigantados, y en el campo aeronáutico se han visto grandes crecimientos. La ingeniería ha permitido desarrollar aeronaves no tripuladas mejor conocidas como drones y que tienen una gran importancia tanto para el campo militar como para el área civil debido a que no requieren de tripulantes para desarrollar sus tareas, ya que se los controla y dirige desde tierra sin peligro de poner en riesgo vidas humanas cuando las misiones de estas aeronaves son en condiciones altamente riesgosas para los tripulantes, además permiten el monitoreo de lugares de difícil acceso para el hombre.

Ya que estas aeronaves no requieren de tripulantes, representan una solución más económica con respecto a aviones o helicópteros ya que necesitan menor potencia y a su vez menor consumo de combustible.

En la última década se ha observado un gran avance en el campo relacionado al diseño y construcción de esta nueva tecnología, se ha observado que potencias mundiales han desarrollado aeronaves no tripuladas con la finalidad de espionaje e incluso para ayudar a la policía con búsqueda de criminales y en mejores casos una lucha constante contra el terrorismo.

1.2 Planteamiento del Problema

La Estación biológica de Jatun Sacha, creada en 1986, es un centro de investigación y educación en la región de la selva tropical de la parte alta del río Napo en la Amazonía ecuatoriana. El nombre "Jatun Sacha" significa bosque grande, en quechua, la lengua materna de la mayoría de las personas que rodean la reserva. Durante los primeros años de la Estación

Biológica Jatun Sacha, la investigación científica se ha centrado en las colecciones e inventarios de la biota. (Fundación Jatun Sacha, 2013)

Para la Fundación sería importante contar con un dispositivo que sea capaz de monitorear las áreas de las reservas desde espacio aéreo, ya que además de administrar las zonas propias de la organización, también brinda servicios para realizar proyectos de diferentes índoles, como por ejemplo Modelos de Gestión para reservas ecológicas, donde es indispensable realizar levantamientos de planos geográficos y en los que sería de gran ayuda tomar fotografías aéreas de dichos territorios. También sería de suma importancia una visión aérea para identificar zonas de difícil acceso para el ser humano, puesto que en la mayoría de ellas no existen caminos terrestres.

El presente proyecto pretende utilizar como base un modelo de helicóptero a escala para implementar un prototipo de aeronave no tripulada con un mecanismo de rotación central accionado por motor, para lo cual se utilizará un kit de aeromodelismo junto con piezas diseñadas y manufacturadas ex profeso para cumplir ciertos requisitos, principalmente en función de la aplicación final. Se integrarán los diferentes elementos tanto mecánicos como electrónicos, y posterior a una etapa de control se esperan obtener las condiciones físicas y virtuales necesarias para llevar a cabo la funcionalidad deseada, como es el monitoreo aéreo.

1.3 Justificación e Importancia

Desde que el hombre ha pisado la Tierra, grandes desastres naturales o tragedias de diversos tipos han sucedido y suceden con frecuencia alrededor del mundo. En estos casos prima la necesidad de brindar ayuda y buscar sobrevivientes lo más pronto, a la vez de salvaguardar la vida de los rescatistas en la medida de lo posible. Es aquí donde la ingeniería ha generado grandes avances para tomar medidas de emergencia y contrarrestar los fatídicos efectos que puedan producirse. El uso de aeronaves no tripuladas se ha desarrollado en las últimas décadas a un

ritmo relativamente acelerado, permitiendo que las labores de monitoreo y rescate en situaciones de alto riesgo se den con más rapidez y se pueda brindar la ayuda necesaria de forma eficiente. De aquí surge la necesidad de contar con artefactos o dispositivos de este tipo que puedan ser usados no solo en labores de monitoreo y rescate, sino en cualquier tipo de lugar en que sea difícil el acceso para el ser humano. Entre las aplicaciones más comunes en nuestro país están el control de actividades ilícitas en el mar tales como contrabando de combustible, pesca ilegal, piratería naval, coyotaje, etc. Además en otras áreas se usan para realizar mapeos de superficies y levantamientos geográficos.

Aunque los países más avanzados cuentan con la capacidad para desarrollar dispositivos a este nivel de tecnología, en Ecuador son pocas las empresas o instituciones que abarcan este tipo de proyectos. Incluso el país ha realizado inversiones bastante grandes para importar aeronaves como las ya mencionadas. Por ejemplo, en 2009 Ecuador adquirió de una empresa Israelita 6 aviones no tripulados al precio de 23 millones de dólares americanos.

Realizar tareas de monitoreo con estas aeronaves no tripuladas presenta algunas ventajas sobre los aviones tripulados, puesto que, principalmente, el costo en combustible es mucho menor. A su vez, los helicópteros no tripulados tienen ventajas con respecto a aviones, pues se brinda una mayor maniobrabilidad, ya que es posible monitorear lugares más específicos gracias a la habilidad del helicóptero de mantenerse estático en el aire. Además, al estar las estaciones de control en tierra con videos en tiempo real, se evita el riesgo de exponer vidas humanas durante las labores que se lleven a cabo.

Ampliar este tipo de proyectos es de gran importancia para el desarrollo de nuestro país en el área aeronáutica, y en específico para una ingeniería que está sobresaliendo como es la mecatrónica, pues para realizar proyectos de esta índole se aplican varias ramas que unirían tanto la parte

mecánica como la electrónica, a la vez que mostraríamos la capacidad de innovación y desarrollo dentro del área ingenieril.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Diseñar y construir un prototipo de helicóptero no tripulado para monitoreo aéreo en lugares de difícil acceso.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Identificar los sistemas mecánicos tomando en cuenta las propiedades como peso, rigidez, resistencia mecánica, y que permitan un diseño adecuado.
- Identificar los sistemas electrónicos para cumplir los parámetros de estabilidad y posicionamiento del helicóptero.
- Integrar los sistemas implicados en el proyecto para desarrollar las aplicaciones deseadas, como son el monitoreo por cámara en tiempo real, y el control inalámbrico.

1.5 Metodología

Se empleará la metodología propuesta por Deming para el desarrollo del proyecto de tesis, diagramado en la Figura 1:



Figura 1. Círculo de Deming

Planificar: Se realizarán los cálculos necesarios para dimensionar los elementos involucrados en el diseño del prototipo, y elaborar planos y diagramas para su construcción e implementación, tanto en la parte mecánica como electrónica.

Hacer: Todos los subsistemas mecánicos serán ensamblados, y la ubicación de los elementos electrónicos se realizará previa a su diseño y programación.

Verificar: Se llevarán a cabo pruebas para evaluar el funcionamiento individual de los elementos mecánicos y electrónicos, y a su vez el trabajo en conjunto de todos ellos, es decir si el helicóptero maniobra adecuadamente y si los requisitos propuestos se cumplen o no.

Actuar: En esta etapa se pretenderá realizar correcciones a posibles problemas en las distintas fases del diseño o la posterior implementación, o mejoras que puedan realizarse en el desempeño del proyecto en cuanto a los objetivos planteados.

CAPITULO II

MARCO TEÓRICO

En el presente capítulo se enuncian en términos generales las bases teóricas necesarias para explicar el principio de funcionamiento del helicóptero, así como también los distintos elementos mecánicos, eléctricos y electrónicos obligatorios para las actividades de la aeronave. Además se exponen parámetros necesarios previos al diseño como el tipo de helicóptero seleccionado y sus componentes.

2.1 Definición del Proyecto

2.1.1 Antecedentes

Ya desde el 400 a.C. la cultura China construía juguetes infantiles con forma de helicóptero y Leonardo da Vinci, en 1493, hizo el boceto de una máquina voladora con rotor helicoidal (Figura 2).

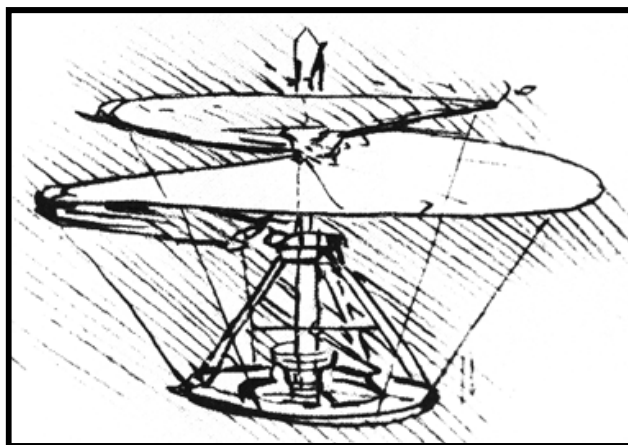


Figura 2. El helicóptero de Leonardo da Vinci (s. XV)

Fuente: (D'Souza, 2012)

En 1906, el *inventor francés Paul Cornu* construyó un helicóptero con motor de combustión interna y dos rotores girando en sentidos contrarios que le elevó 0,3 metros del suelo durante 20 segundos. Aunque otros inventores se habían elevado ya en sus creaciones, fue considerado la primera vez que un hombre volaba en un helicóptero (Figura 3).

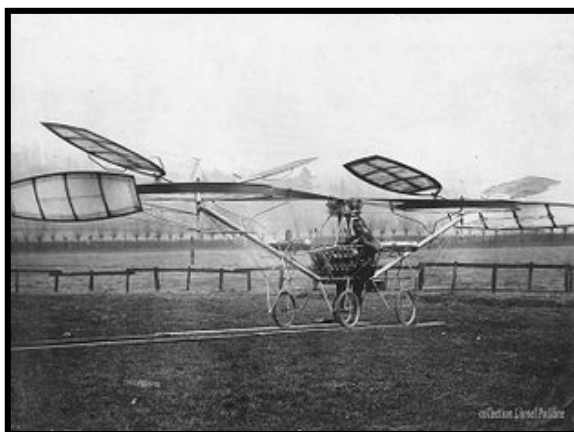


Figura 3. El helicóptero de Paul Cornu (1906)

Fuente: (Zin, 2009)

El ejemplo más antiguo de aeronaves no tripuladas UAV por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), fue desarrollado después de la primera guerra mundial, y se emplearon durante la segunda guerra mundial para entrenar a los operarios de los cañones antiaéreos (Figura 4). Sin embargo, no es hasta poco más de finales del siglo XX cuando operan los UAV mediante radio control con todas las características de autonomía.



Figura 4. Aeronave no tripulada Target Drone Deny 1 en la Segunda Guerra Mundial

Fuente: (Zin, 2009)

Actualmente se ha desarrollado una revolución bastante grande en el campo de las aeronaves no tripuladas mejor conocidas en nuestros días como Drones con una amplia variedad de formas, tamaños y características (Figura 5). Algunos son controlados de forma remota y otros de forma autónoma, cuya autonomía dependerá de la función para la cual va a ser desarrollada dicha aeronave. Al ser aparatos no tripulados permiten acercarse al ser humano a lugares a los que de otro modo le resultaría imposible, lo que los hace ideales para inspeccionar y manipular objetos y ubicaciones a distancia.



Figura 5. Diferentes Tipos de Drones

En términos de aplicaciones, principalmente este proyecto tiene influencia en el campo dedicado a la investigación y desarrollo en el área aeronáutica, pues uno de los objetivos del proyecto es conseguir maniobrar la aeronave por medio del control de parámetros como sustentación y ángulo de incidencia. Pero las aplicaciones y posibilidades que ofrecen las distintas variaciones de Drones y aeronaves no tripuladas que están siendo desarrollados últimamente son muy extensas, entre las que podemos citar: búsquedas de personas desaparecidas, envío de materiales a distancia, fertilización, fotografía, video y cartografía aérea, prevención y control de

incendios, seguridad y aplicaciones militares, medio ambiente, agricultura, geología, exploración de lugares de difícil acceso, movilidad y tráfico, etc. Con respecto al área de influencia en la Fundación Jatun Sacha, la aplicación directa está en el monitoreo y levantamiento de planos mediante fotografías y videos aéreos.

2.2 Nociones Básicas – Mecánica y Aerodinámica

El vuelo de una aeronave se logra gracias a superficies perfiladas mejor conocidas como alas. Específicamente en un helicóptero, son las palas o hélices las que al desplazarse a cierta velocidad desarrollan un empuje aerodinámico vertical dirigido hacia arriba, que permite la sustentación de la aeronave representada en la Figura 6.

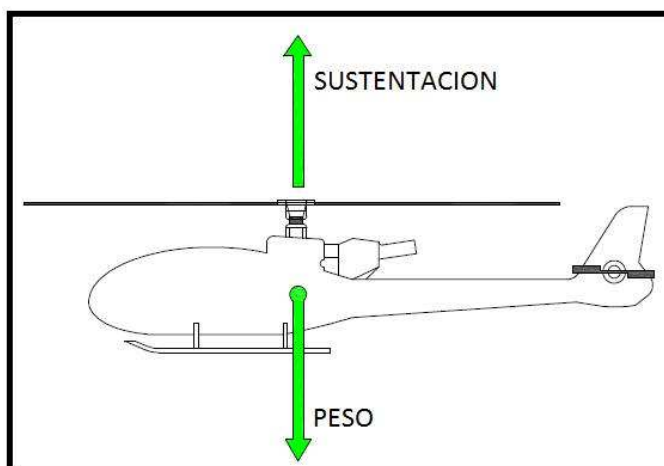


Figura 6. Diagrama de cuerpo libre del helicóptero

Dependiendo de la magnitud de esta fuerza de sustentación se puede controlar el vuelo de la aeronave, según las siguientes relaciones:

- Sustentación = Peso vuelo estacionario
- Sustentación > Peso vuelo vertical ascendente
- Sustentación < Peso vuelo vertical descendente

La fuerza aerodinámica de sustentación S siempre es perpendicular al plano de rotación del rotor, por lo que al inclinarse dicho plano la fuerza de sustentación queda descompuesta en 2 fuerzas, una componente vertical S_y

que equilibra el peso de la aeronave, y una componente horizontal S_x que permite el desplazamiento o traslación y que contrarresta la fuerza F_x producto de la resistencia del aire, como se muestra en la Figura 7.

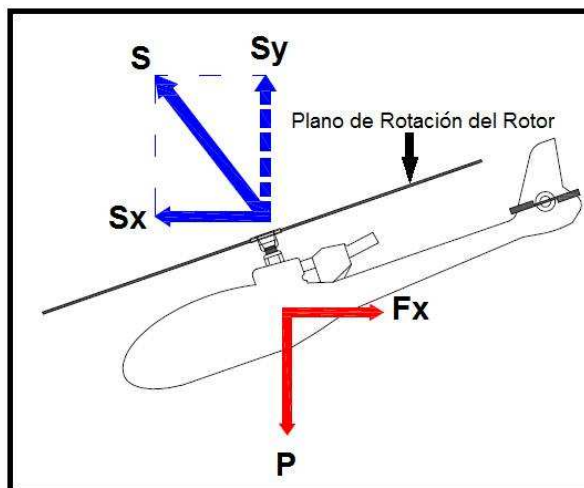


Figura 7. Fuerzas que intervienen al inclinar el plano de rotación

Es importante anotar que es necesario que el centro de gravedad esté ubicado en la dirección del mástil del rotor principal.

Para producir la fuerza de sustentación es necesario contar con un perfil sustentador (pala de rotor) que determina las cualidades aerodinámicas de la aeronave, y cuyas partes se muestran en la Figura 8.

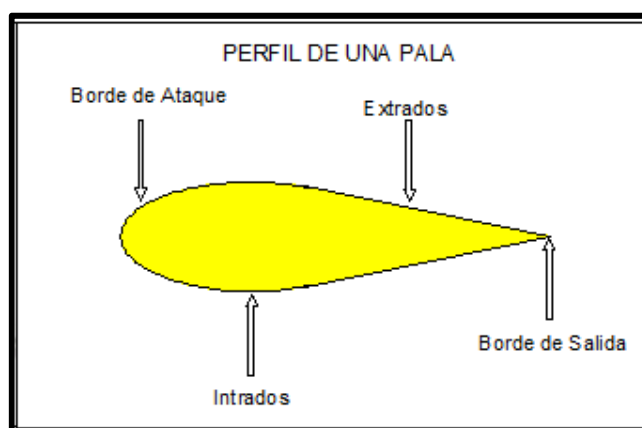


Figura 8. Partes del perfil de una hélice

Para entender el principio físico que permite la generación de la fuerza de sustentación S , nos basamos en el teorema de Bernoulli que propone: "la

presión interna de un fluido (líquido o gas) decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa". A partir del enunciado se puede decir que la suma de la presión y la velocidad en un punto cualquiera es constante, o expresado en forma matemática según la Ecuación 2.1:

$$p + \frac{1}{2} * d * v^2 = constante \quad (\text{Ecuación 2.1})$$

Donde:

- **p** = presión en un punto dado.
- **d** = densidad del fluido.
- **v** = velocidad en dicho punto.

Se considera al factor p presión estática y al factor $\frac{1}{2}dv^2$ presión dinámica, con lo que se puede afirmar que en un fluido en movimiento la suma de la presión estática y presión dinámica es constante. En el caso específico de una superficie perfilada se puede aplicar el principio antes enunciado para demostrar que al aumentar la velocidad del aire que circula por la parte superior del perfil, aumenta su presión dinámica lo que deriva en disminución de la presión estática, mientras que en la parte inferior del perfil ocurre lo contrario produciéndose un aumento de presión estática, como se observa en la Figura 9.

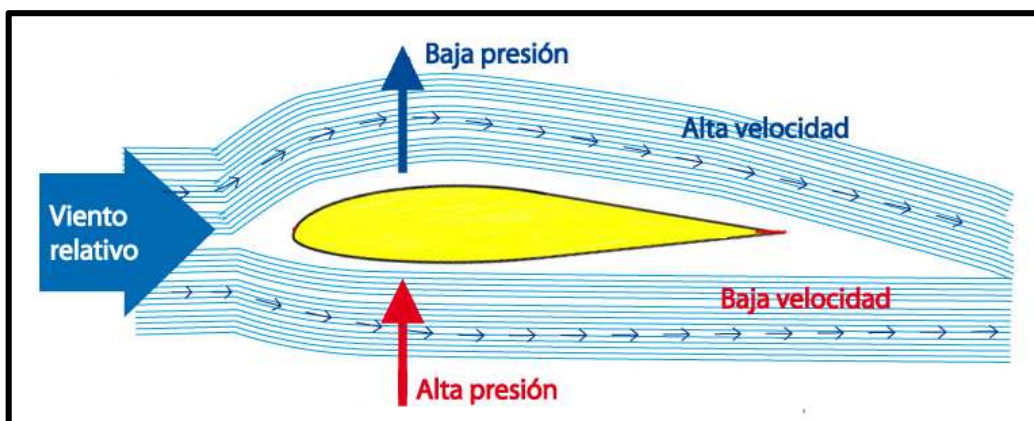


Figura 9. Aerodinámica del perfil de la pala del helicóptero

Dicho de otra forma, al someter a las hélices del helicóptero a un viento relativo V_R , la cara superior del perfil está sometida a fuerzas de depresión, mientras que la cara inferior está sometida a fuerzas de presión, como se aprecia en la Figura 10.

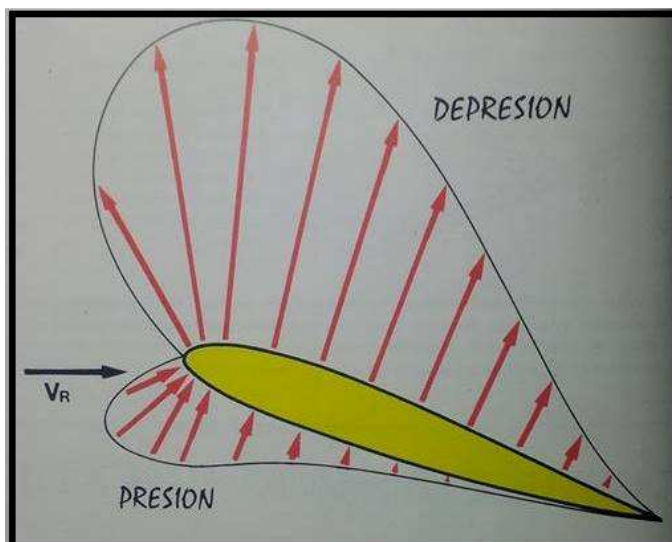


Figura 10. Fuerzas de presión y depresión sobre el perfil de la hélice

Fuente: (Raletz, 2010)

Finalmente esta diferencia de presiones genera una fuerza llamada resultante aerodinámica F_R que a su vez se descompone en dos fuerzas: la sustentación F_Z perpendicular al viento relativo, que al vencer el peso de la aeronave producirá el vuelo del mismo; y el arrastre F_X paralelo al viento relativo, siendo una fuerza perjudicial que frena el perfil (Figura 11).

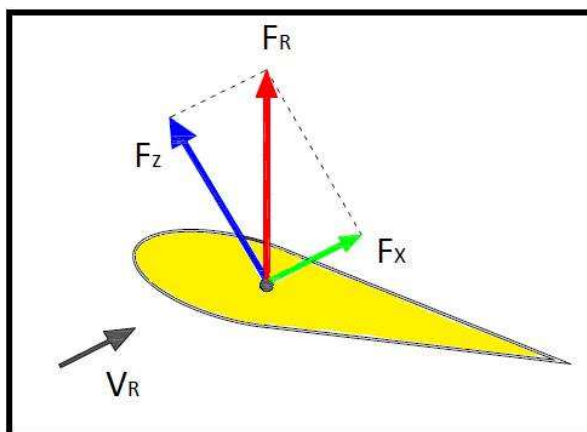


Figura 11. Fuerza aerodinámica resultante

Otros aspectos importantes a tener en cuenta con respecto al perfil de la pala del rotor principal del helicóptero son los siguientes:

- Cuerda de referencia: recta que une el borde de ataque y el borde de salida, a partir de la cual estará definida la forma del perfil (Figura 12).
- Ángulo de incidencia (i): es el ángulo que forma la cuerda del perfil y la dirección del viento relativo. A mayor ángulo de incidencia mayor será la resultante aerodinámica (Figura 12).

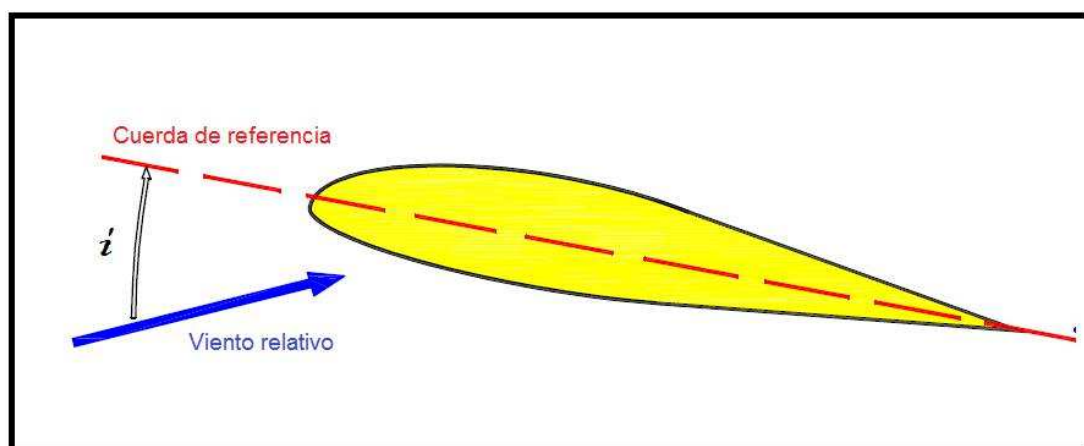


Figura 12. Ángulo de incidencia y cuerda de referencia

- Ángulo de paso (θ): es el ángulo formado por la cuerda del perfil con un plano de referencia fijo, que en el caso del helicóptero es perpendicular al eje de rotación del rotor (Figura 13).

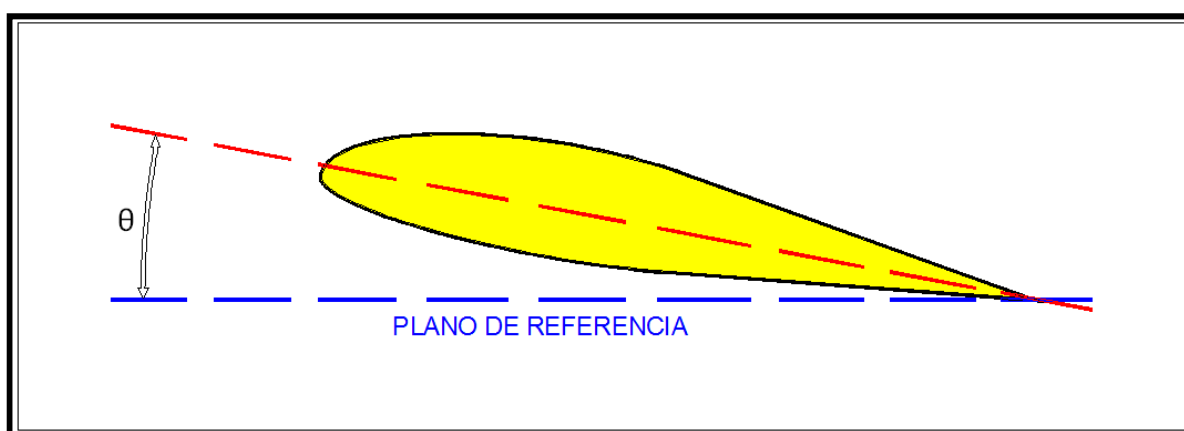


Figura 13. Ángulo de paso

Al estar el helicóptero en vuelo, se produce un fenómeno conocido como par de reacción del rotor principal, generado por el giro de las palas del helicóptero que produce una rotación de la estructura de la aeronave en sentido contrario al sentido de rotación del rotor, por un par de reacción igual y opuesto al par motor, como se muestra en la Figura 14.

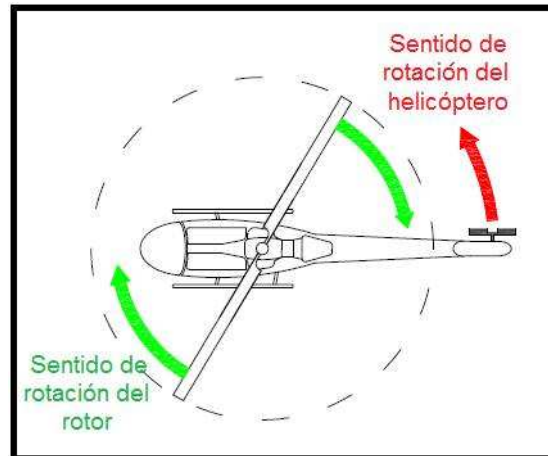


Figura 14. Par de reacción del rotor principal

Para compensar este efecto y lograr equilibrio del helicóptero en cuanto a su rotación, se implementa un rotor de cola ubicado en la parte trasera de la estructura en donde, accionado por el mismo motor que el rotor principal, gira en un plano de rotación vertical, generando entonces una fuerza aerodinámica resultante T_y ejercida como una sustentación horizontal o empuje, en sentido opuesto al par de reacción del rotor principal, como se ilustra en la Figura 15.

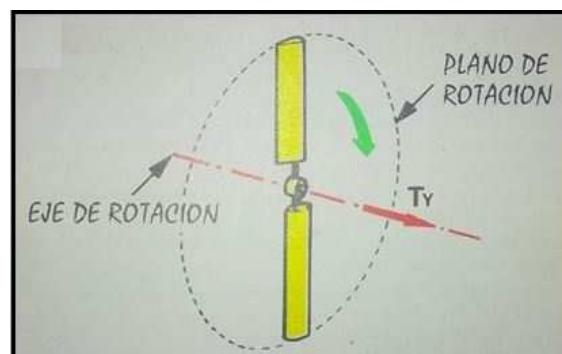


Figura 15. Rotor de cola

Fuente: (Raletz, 2010)

2.3 Descripción del proyecto

A continuación se detallan todos los componentes mecánicos, eléctricos y electrónicos que vienen incorporados en los helicópteros de aeromodelismo por radio control.

2.3.1 Clasificación de helicópteros RC

Los helicópteros de radio-control o radio-frecuencia pueden ser clasificados dependiendo del número de canales que manejen, es decir el número de elementos que pueden controlar, y por lo tanto entre más canales se usen la aeronave podrá realizar más movimientos.

- Helicópteros de 2 canales: permiten solo movimientos de subida-bajada e izquierda-derecha, pero no presentan control para ir hacia adelante o atrás.
- Helicópteros de 3 canales: el tercer canal permite el control del movimiento para adelante y para atrás.
- Helicópteros de 4 canales: estos incorporan un plato cíclico que, a través del control de 2 servomotores, es posible inclinarlo hacia cualquier punto de su circunferencia, consiguiendo así el desplazamiento del vehículo no tripulado en ese sentido. Estos son llamados helicópteros de paso fijo, pues no es posible variar el ángulo de paso.
- Helicópteros de 6 canales o más: estos son conocidos como helicópteros de paso colectivo, pues es posible aumentar o disminuir el ángulo de paso de las palas del rotor para conseguir un control en la altura de vuelo. Incluso es posible realizar vuelos invertidos y vuelos 3D si se establece un ángulo de paso negativo.
- Helicópteros coaxiales y con rotor de cola (no coaxiales): los helicópteros coaxiales tienen 2 rotores con ejes concéntricos que giran en sentido contrario. Cuando uno de los rotores gira más rápido que el otro se produce un cambio de dirección y de esta forma es posible controlar la dirección de la aeronave. En los helicópteros no coaxiales el rotor de cola compensa el par de giro de rotación por la inercia del

cuerpo del helicóptero cuando giran las palas del rotor, y permite controlar el sentido de rotación e incluso que el helicóptero no rote sobre el eje rotor. (FuturHobby, 2012)

En nuestro caso se pretende implementar un helicóptero con rotor de cola de 6 canales, puesto que una aeronave con menos canales no brinda la posibilidad de control adecuada para obtener tomas aéreas aceptables, aunque esto implique mayor dificultad en el pilotaje de la nave. Por esta razón, además de la seguridad, las pruebas de vuelo las realizará un piloto experimentado. Las partes principales del helicóptero y su funcionamiento se detallan a continuación.

2.3.2 Descripción de componentes mecánicos

2.3.2.1 Grupo Rotor Principal

Palas del rotor Principal: Como se mencionó anteriormente, las hélices son la parte esencial para que el helicóptero vuele ya que se genera una diferencia de presión entre la parte inferior de la pala y la parte superior, el perfil de un elemento sustentador (pala de rotor) determina sus cualidades aerodinámicas (Figura 16).

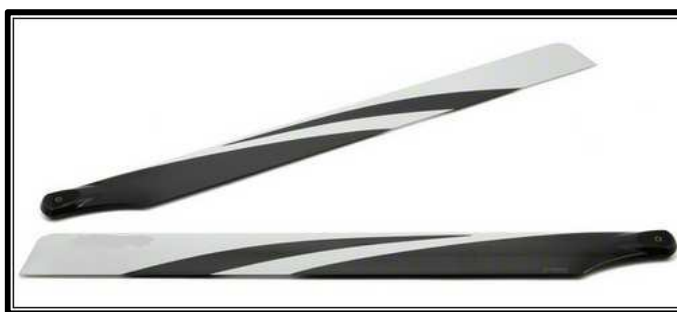


Figura 16. Hélices del rotor principal

Mecanismos de variación colectiva de paso: Las hélices se acoplan con el PLATO CICLICO que es el elemento que permite la movilidad del helicóptero en el aire, pues se encarga de establecer diferentes ángulos de paso a las hélices, variando la sustentación del aire y permitiendo maniobrar el helicóptero (Figura 17).

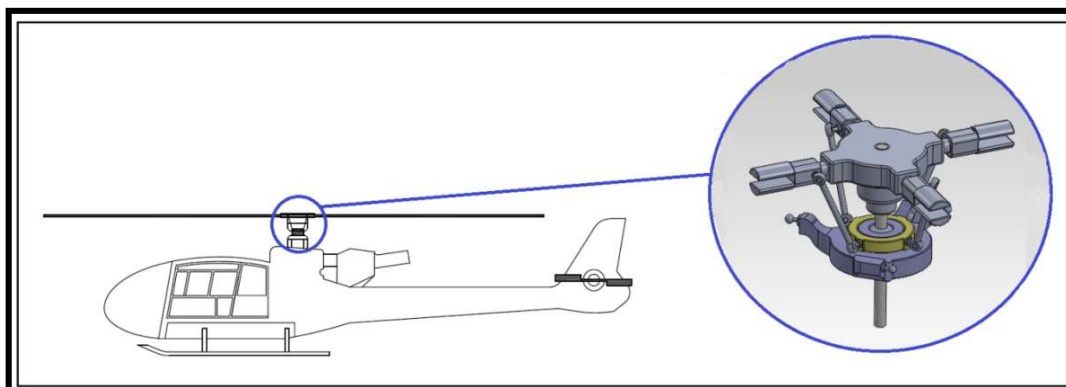


Figura 17. Plato Cíclico

El plato cíclico consta de las partes descritas en las Figuras 18 y 19.

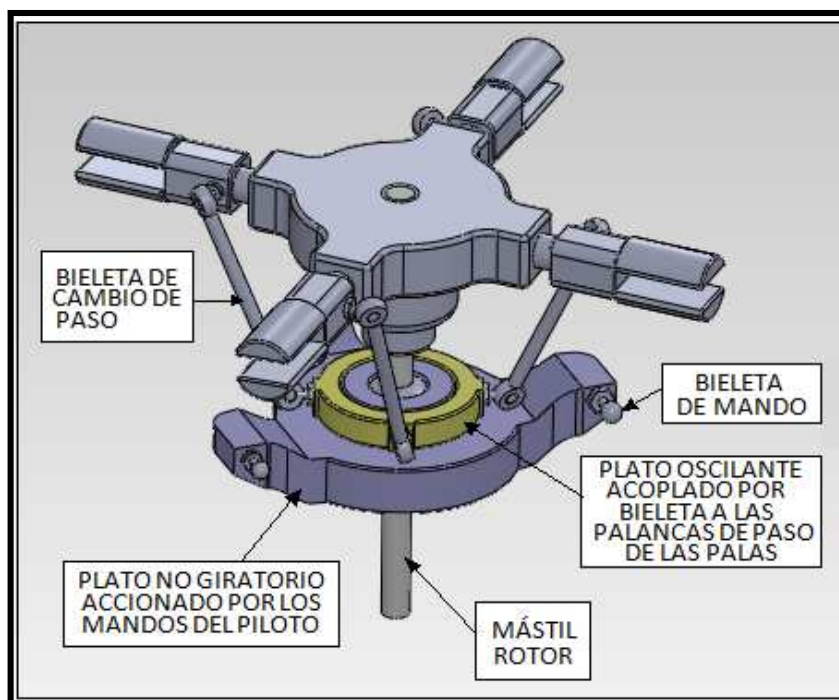


Figura 18. Partes del plato cíclico

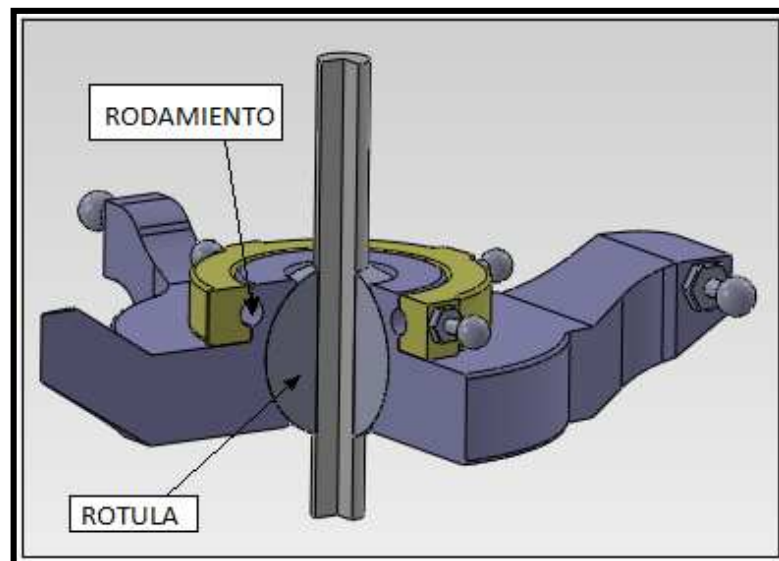


Figura 19. Vista en corte del plato cíclico

Servomotores de control de plano de mando: Los servomotores son elementos muy importantes para el control de movimiento del helicóptero. Tres servomotores tienen que estar acoplados al plato cíclico ya que por medio de estos se podrá controlar el ángulo de paso de las hélices (Figura 20). Estos servomotores cuentan con la capacidad de colocarse en un ángulo específico dependiendo de una señal digital de ancho de pulso que se envíe a los mismos, lo cual brinda una ayuda óptima y precisa al momento de controlar las diferentes posiciones del plato cíclico.

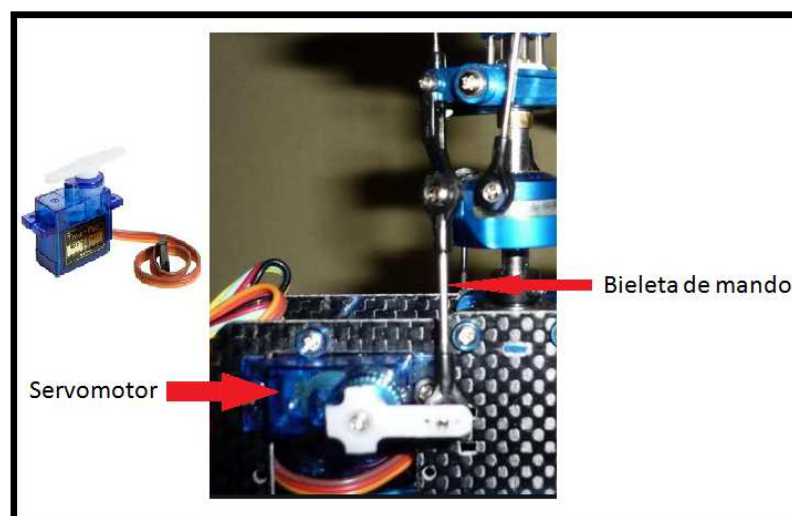


Figura 20. Acoplamiento del servomotor a la biela de mando del plato cíclico

Los servomotores están acoplados al plato cíclico mediante la bieleta de mando y se encuentran ensamblados en la estructura del helicóptero, según se observa en la Figura 21. En función del movimiento que se requiera, se envía un determinado ancho de pulso hacia los servos.

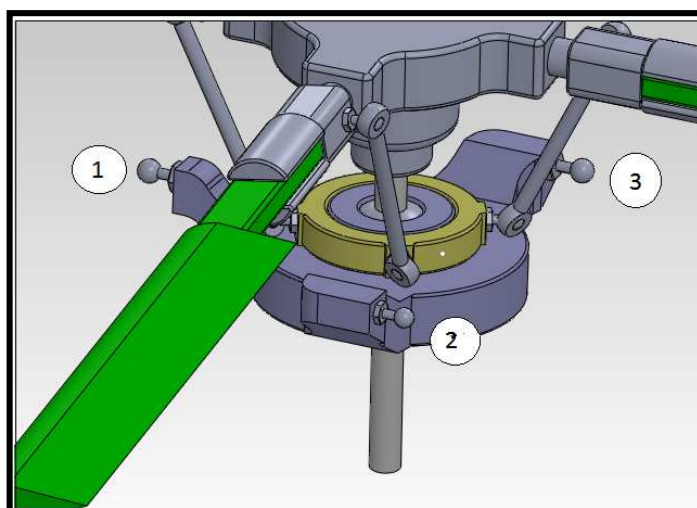


Figura 21. Punto de ensamble para servomotores en el plato cíclico

En los puntos 1, 2 y 3 de la Figura 2.20 van acoplados los tres servomotores mediante la bieleta de mando del plato cíclico.

2.3.2.2 Grupo Rotor de cola

Palas del rotor de cola: Cumplen la misma función que las palas del rotor principal, pero estas giran en un plano de rotación vertical generando así un empuje o sustentación horizontal, y son de menor tamaño. (Figura 22).



Figura 22. Palas del rotor de cola

Mecanismo del rotor de cola: Este mecanismo está acoplado mecánicamente a un servomotor mediante una bieleta para controlar el cambio de paso colectivo de las palas del rotor de cola, permitiendo al helicóptero rotar sobre el eje rotor principal, además de compensar el par rotor del motor principal (Figura 23). Cabe mencionar que la transmisión de potencia se la realiza mediante una polea acoplada al engrane del eje principal.



Figura 23. Rotor posterior. Izquierda: Mecanismo de rotor de cola – Derecha: servomotor para el rotor de cola

Fuente: (FuturHobby, 2012)

Servomotor de variación de empuje del rotor de cola: Cumple la misma función que los servomotores descritos previamente, recibiendo una señal digital de ancho de pulso transformándola en una posición angular deseada, permitiendo el control del ángulo de paso de las palas del rotor de cola (Figura 23 Derecha). Cabe mencionar que el control digital de este servomotor es independiente de los otros 3.

2.3.2.3 Grupo de transmisión de potencia

Motor Brushless: Son motores sin escobillas que permiten un gran rendimiento y una gran potencia a cambio de un gran consumo. Debido a esto, se debe utilizar baterías LiPo (Polímero de litio), que son baterías con poca densidad de energía en comparación con otras pero con una

característica única, pueden entregar muchísima potencia. (Martínez, Rubio, & Baraza, 2014)

Los motores Brushless son utilizados frecuentemente en radiocontrol ya que son más baratos de fabricar por lo que son menos costosos que los motores a combustión interna, pesan menos y requieren menos mantenimiento, pero su control es más complejo. Esta complejidad prácticamente se ha eliminado con los controles electrónicos (ESC – Electronic Speed Controller), que envían la señal de control hacia el motor por medio de tres líneas de conexión, como se puede observar en la Figura 24.

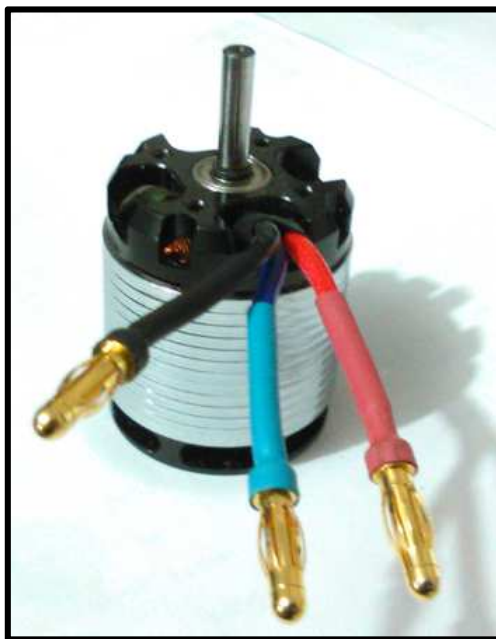


Figura 24. Motor Brushless

Engranajes de transmisión de potencia del motor: El juego de ejes y engranes nos permitirán transmitir el movimiento y potencia desde el motor hasta las hélices, los ejes son los encargados de transmitir par de torsión a través de una parte de ellos, el par de torsión entra al eje por un engrane y sale del eje por otro engrane.

La configuración geométrica de los engranes se establecerá tomando en cuenta las velocidades y torques necesarios para la transmisión de potencia tanto al eje principal como al rotor de cola (Figura. 25).



Figura 25. Engranes principales de transmisión de potencia

Polea de transmisión de potencia del rotor de cola: Para transmitir potencia desde el motor principal hasta el rotor de cola, se utiliza una polea de transmisión, la misma que pasa por la parte interna de una estructura cilíndrica hueca (Figura 26).



Figura 26. Polea de transmisión

2.3.2.4 Estructura

Estructura general: La estructura constituye el soporte para todos los elementos del helicóptero como son motor, plato cíclico, engranes, batería, servomotores y circuitos electrónicos (Figura 27). Hay diferentes materiales con los que se construyen estructuras para helicópteros RC, tales como

aluminio, plástico o fibra de carbono. Cada tipo de material tiene sus propias características, siendo lo más importante considerar la resistencia y el peso.

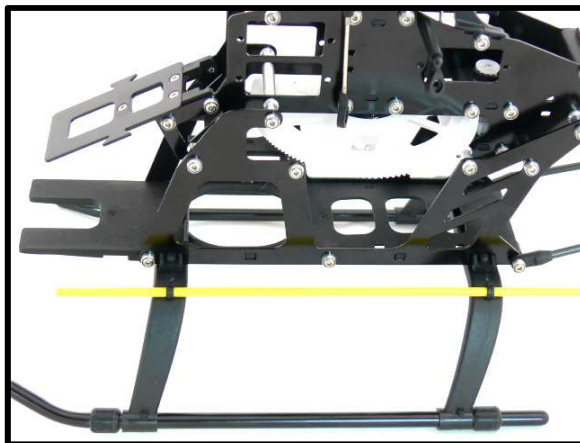


Figura 27. Estructura general de un helicóptero RC

Fuente: (RunRyder, 2015)

2.3.3 Descripción de componentes electrónicos

Micro controladores: Consisten en artefactos electrónicos conectados para adquirir, procesar y transformar las señales de voltaje y corriente provenientes de las entradas como sensores, las cuales son capaces de transformar dichas señales para enviarlas a los módulos de salida las cuales irán conectados a los servomotores y a su vez al plato cíclico (Figura 28).

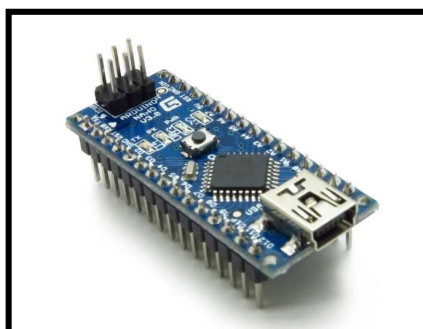


Figura 28. Microcontrolador

Fuente: (Arduino, 2014)

Módulos de radiofrecuencia: son dispositivos electrónicos encargados de enviar y recibir datos sin necesidad de cables. En nuestro caso se

necesita un módulo emisor en el control remoto y un módulo receptor integrado en el helicóptero capaz de recibir dicha información para que el microcontrolador lo procese (Figura 29).

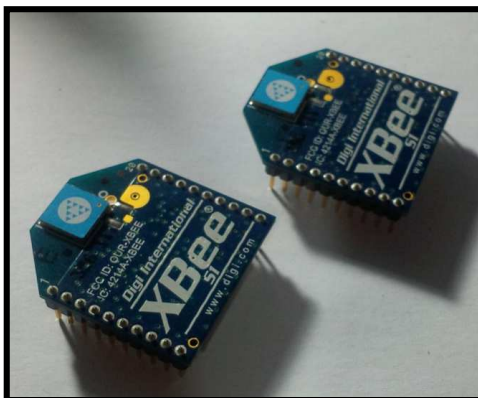


Figura 29. Módulos de Radiofrecuencia

Control Remoto: El control remoto es un elemento que permite controlar de forma manual al helicóptero. Consta de dos sticks o palancas, que están acoplados a dos potenciómetros, con los cuales podremos controlar el helicóptero.

2.3.4 Movimientos principales del helicóptero

Para controlar el helicóptero en vuelo es necesario conocer algunos principios básicos en cuanto a las posiciones del plato cíclico y cómo influye en el movimiento. Las diferentes posturas de este elemento permiten variar la superficie sustentadora en diferentes lugares del plano de las hélices. Para que haya sustentación en las hélices es necesario que el perfil esté inclinado con relación al viento relativo.

Además es necesario controlar la velocidad del motor Brushless por medio de un control de velocidad electrónico (ESC), que influirá en la velocidad de rotación del rotor principal y del rotor de cola.

Para realizar el control de los movimientos mencionados se utilizará un control remoto de 4 ejes (2 palancas) con módulos de radiofrecuencia, que permitirá el manejo de los servomotores y la potencia del motor Brushless.

Movimiento hacia la derecha del Helicóptero.- Este movimiento se lo realiza desplazando el plato cíclico como se representa en la Figura 30. En esta configuración las hélices generan más sustentación en el lado izquierdo y menos sustentación en el lado derecho.

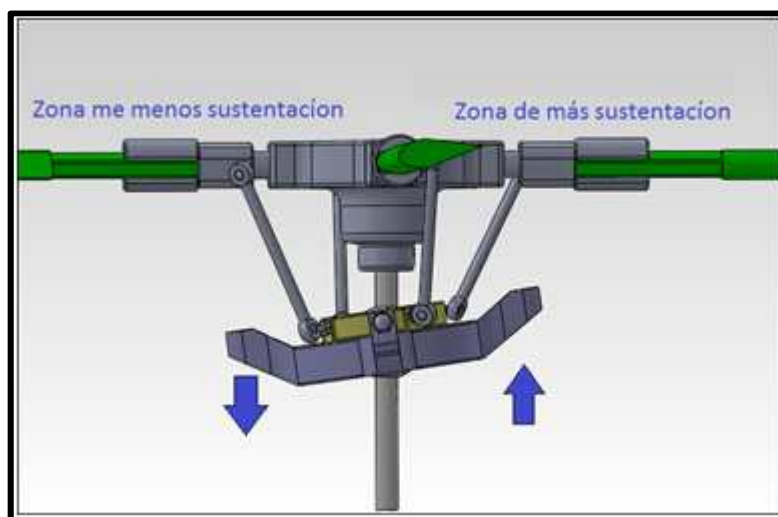


Figura 30. Vista frontal del plato cíclico - Movimiento hacia la derecha

Realizando este movimiento en el plato cíclico el helicóptero va a tener una inclinación en sentido anti horario, y la zona de más sustentación va a producir un empuje hacia el lado derecho del helicóptero como se muestra en la Figura 31.

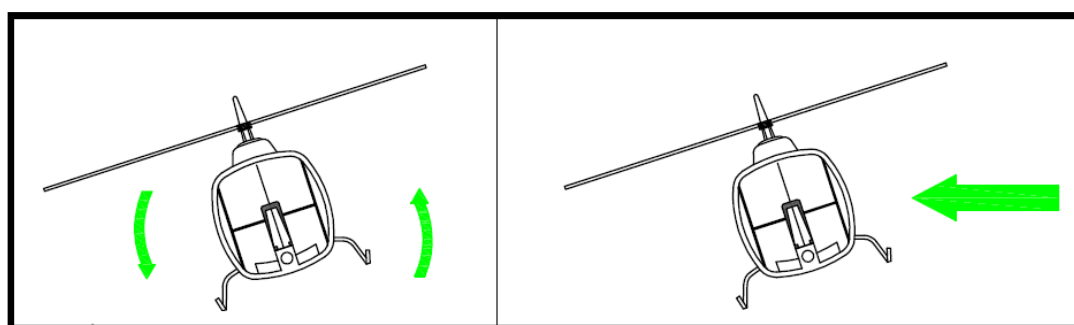


Figura 31. Movimiento hacia la derecha del helicóptero

Movimiento hacia la izquierda del Helicóptero.- Este movimiento se lo realiza desplazando el plato cíclico como se representa en la Figura 32. En esta configuración las hélices generan más sustentación en el lado derecho y menos sustentación en el lado izquierdo.

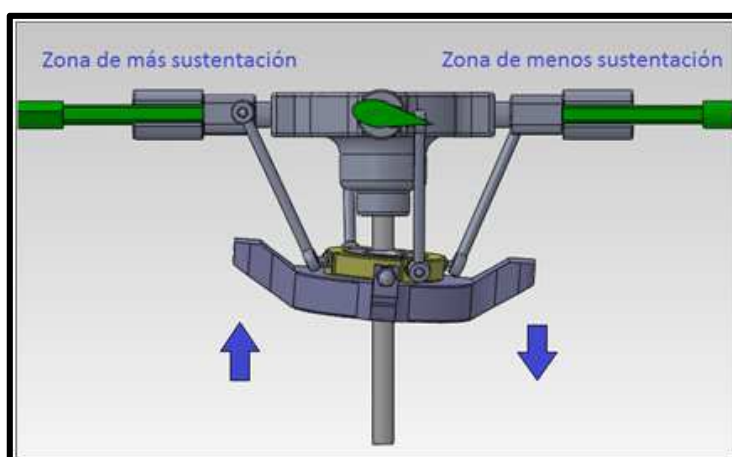


Figura 32. Vista frontal del plato cíclico - Movimiento hacia la izquierda

Realizando este movimiento en el plato cíclico el helicóptero va a tener una inclinación en sentido horario, y la zona de más sustentación va a producir un empuje hacia el lado izquierdo del helicóptero como se muestra en la Figura 33.

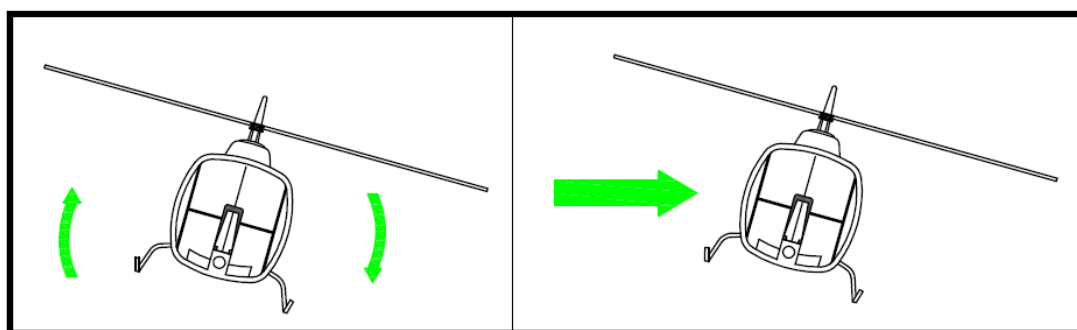


Figura 33. Movimiento hacia la izquierda del helicóptero

Movimiento de ascenso y descenso.- Para que el helicóptero tenga la capacidad de elevarse y descender es necesario mover el plato oscilante hacia arriba y hacia abajo, con este movimiento provocamos una variación cíclica de paso en todo el plano de las hélices y de esta manera podemos elevar o descender la aeronave, como se observa en la Figura 34.

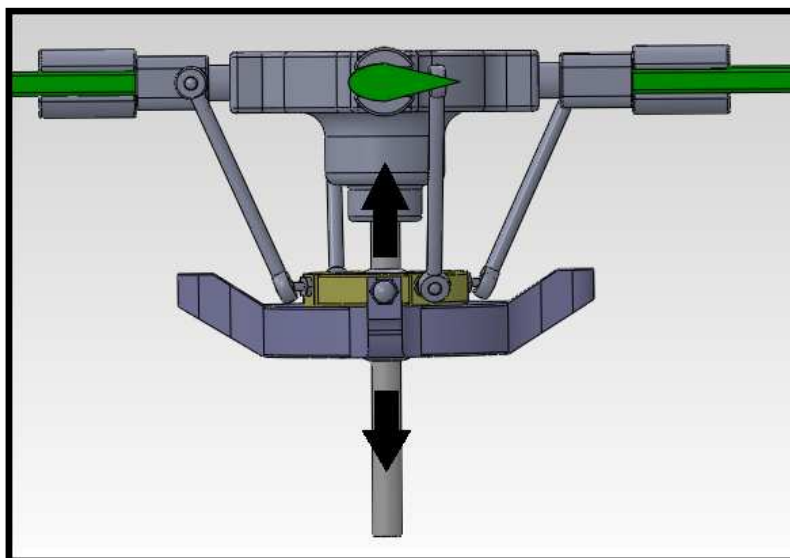


Figura 34. Movimiento hacia arriba y hacia abajo del plato oscilante

Este movimiento provoca que el plato oscilante se desplace paralelamente al plano de rotación de las hélices, modificando su ángulo de paso, como se muestra en la figura 35.

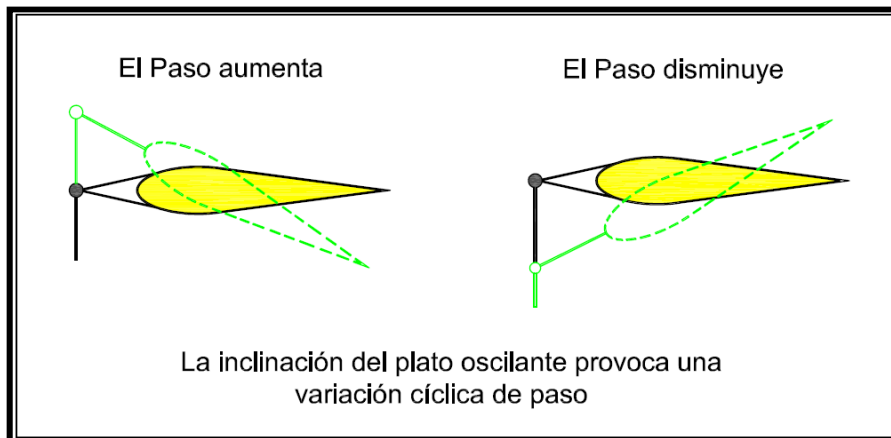


Figura 35. Variación del ángulo de paso en las hélices

Todas las hélices van a tener el mismo ángulo de paso, dependiendo si el plato oscilante suba o baje las palas van a variar, provocando que el helicóptero ascienda o descienda.

Giro del helicóptero en su propio eje.- Este giro se lo realiza controlando el efecto de empuje del rotor de cola por medio del variador de velocidad del motor Brushless.

El empuje del rotor de cola provoca una fuerza (T_y) que contrarresta el par de reacción que genera el rotor principal, como se muestra en la Figura 36.

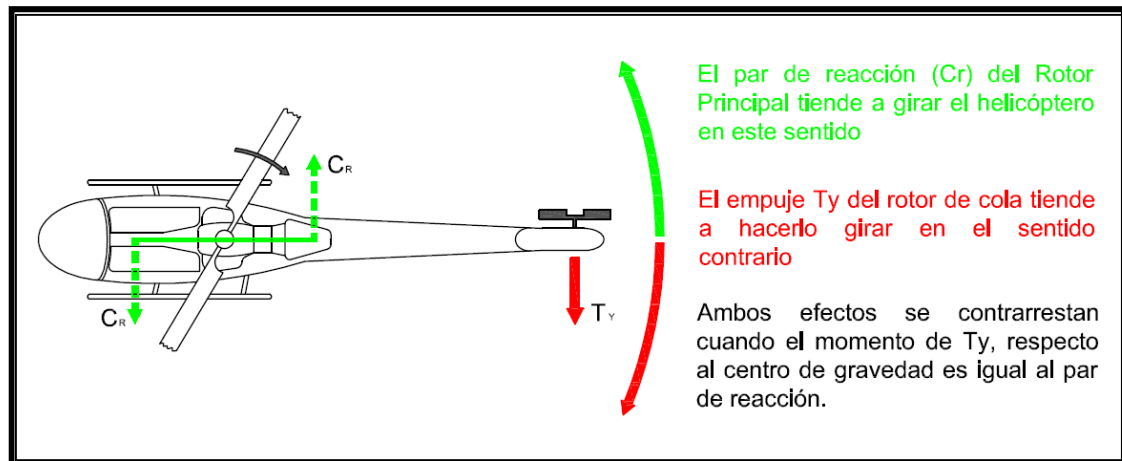


Figura 36. Giro del helicóptero en su propio eje

Fuente: (Raletz, 2010)

En resumen, los movimientos generales que puede realizar el helicóptero se muestran en el siguiente gráfico (Figura 37), con sus nombres en inglés con los que serán identificados posteriormente:

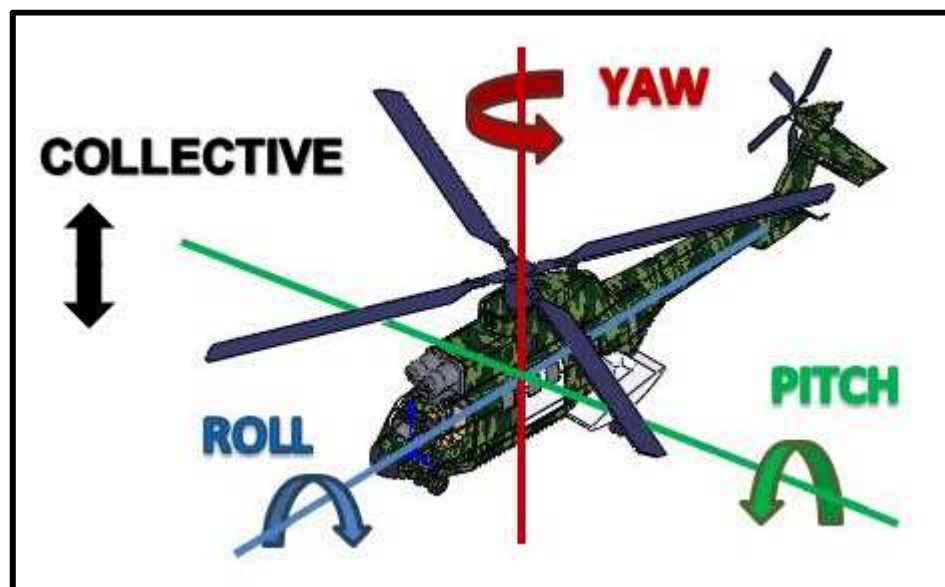


Figura 37. Movimientos generales del helicóptero

CAPITULO III

DISEÑO MECATRÓNICO

En este capítulo se lleva a cabo la selección del kit de componentes necesarios para implementar la aeronave no tripulada, a partir de la elección del modelo específico de helicóptero a escala en el cual se basará el diseño. Se definen las consideraciones para seleccionar los componentes de los distintos subsistemas, como son motor, mecanismos de variación colectiva de paso, hélices, batería, cámara, etc. Además se detalla el diseño de piezas que se incorporarán al helicóptero para desarrollar la aplicación final de monitoreo aéreo, y con simulaciones por computador para prevenir fallas en los elementos. Finalmente se diseñan los circuitos electrónicos necesarios y se presenta la selección de los componentes del sistema de control, principalmente los sensores para ángulos de navegación.

3.1 Consideraciones Generales de Diseño

Antes de seleccionar los diferentes componentes de la aeronave, tanto en la parte mecánica como en la electrónica, es necesario definir ciertos parámetros de diseño que servirán de base para desarrollar los distintos subsistemas para la implementación del helicóptero.

El objetivo del helicóptero es que pueda levantar una cámara, así que para comenzar con el diseño empezaremos tomando en cuenta como dato principal el peso de la cámara. Este dispositivo debe ser capaz de transmitir y grabar video con buena resolución, para realizar video vigilancia.

Para tomar como un dato referencial se considerará un peso promedio de las cámaras que podemos encontrar en el mercado, el cual varía entre 60 y 100 gramos y por motivo de diseño se tomará como dato base 100 gramos. Al peso de la cámara se sumará el peso de la estructura que la sostendrá, así que asumiremos un peso total de 200 gramos que se sumarán al peso del helicóptero y sus componentes.

El siguiente paso es determinar el peso estimado para la aeronave, incluyendo todos los dispositivos necesarios. Existen varios modelos de helicópteros a radio-control existentes en el mercado, representados en la Figura 38.

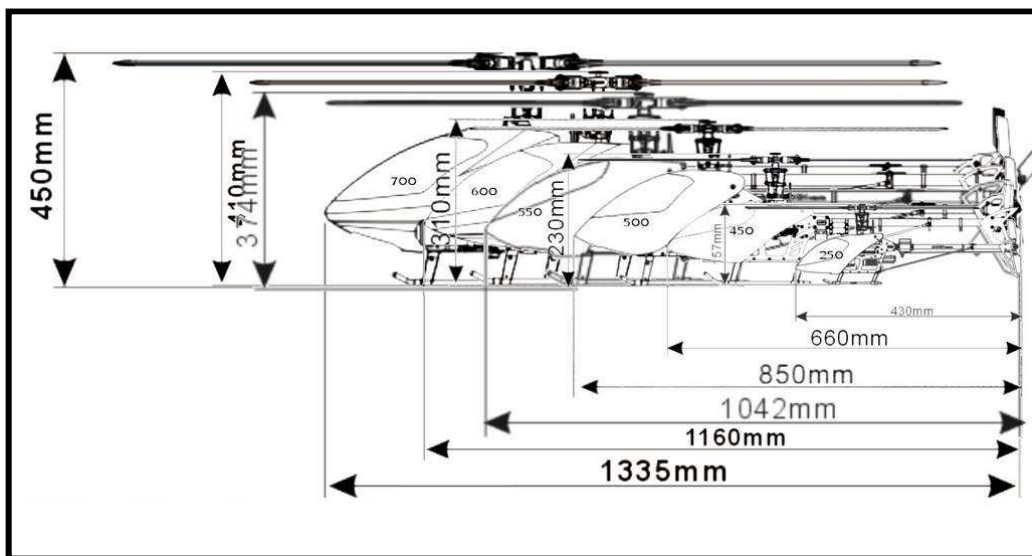


Figura 38. Tamaños de helicópteros RC estándar

Fuente: (James, 2010)

Se debe considerar que entre más grande es el helicóptero menos revoluciones se necesitan para generar la fuerza sustentadora de vuelo, pero se requiere levantar un peso mayor que representa más consumo de potencia, además de que es más complicado maniobrarlo y por supuesto el costo de sus componentes es mayor también. En la Tabla 1 se presentan los pesos de distintos modelos de helicópteros RC:

Tabla 1**Peso de los diferentes modelos de Helicópteros a radio control**

Modelo de Helicóptero RC	Peso (gr)
250	200 – 300
450	600 – 700
500	1000 – 1300
600E	2800 – 3200
700E	3000 – 5000

Fuente: (EBAY, 2015)

Se ha escogido dimensionar los componentes para un helicóptero de la serie 450, principalmente porque el costo de materiales y repuestos disminuirá en relación a los otros, tiene un peso no tan elevado que varía entre 700 y 800 gr., y es adecuado para desarrollar la aplicación deseada, como es el monitoreo aéreo, ya que los modelos 250 son demasiado pequeños para levantar una cámara y las serie 500 en adelante tienen la desventaja de permanecer muy poco tiempo en el aire alrededor de 4 minutos, además de costos muy elevados con respecto a los repuestos.

Para un helicóptero modelo 450, el peso es de aproximadamente 700 gramos, y añadiendo un peso extra de 200 gramos para la cámara, obtenemos un peso estimado para la aeronave de 900 gramos (Tabla 2), valor a partir del cual se determinarán los diferentes elementos necesarios para el vuelo. Además, el valor de rotación de las palas (hélices) del rotor principal para este tipo de helicópteros en vuelo normal suele considerarse aproximadamente de 2200 revoluciones por minuto, valor que se tomó revisando los datos de fabricantes de helicópteros a control remoto.

Tabla 2**Parámetro inicial de diseño**

PARÁMETRO	VALOR
Peso estimado	0.9 Kg

3.2 Diseño y selección de los componentes mecánicos

Para el diseño y selección de componentes mecánicos se debe tomar en cuenta que estos deben ser ligeros pero resistentes, ya que si existe un exceso de peso en el helicóptero el motor no va a proporcionar la potencia necesaria para que se eleve el conjunto de piezas mecánicas más los componentes electrónicos de control.

Para un mejor manejo se han dividido los componentes mecánicos en 4 partes principales y sus respectivas subdivisiones:

- Grupo de transmisión de potencia del motor.
 - Motor.
 - Engranaje de transmisión de potencia del motor.
 - Polea de transmisión de potencia del rotor de cola.
- Grupo Rotor Principal.
 - Palas del rotor Principal.
 - Mecanismos de variación colectiva de paso.
 - Servomotores de control de plano de mando.
- Grupo Rotor de cola.
 - Palas del rotor de cola.
 - Mecanismos del rotor de cola.
 - Servomotor de variación de empuje del rotor de cola.
- Estructura.
 - Componentes de sujeción.
 - Estructura general.

- Tubo de cola.
- Tren de Aterrizaje.

3.2.1 Grupo de transmisión de potencia del motor

Es el encargado de llevar la potencia del motor hacia el rotor principal y al rotor de cola. Un dato importante a considerar es que el mecanismo del rotor principal consume alrededor del 82% de la potencia del motor, mientras que el rotor de cola ocupa el 10% y el 8% restante es consumido por los elementos internos como engranes y polea.

Es importante mencionar también que se realizará un control para la potencia del motor con el fin de ahorrar la energía de la batería y prolongar el tiempo de vuelo, en lo posible.

3.2.1.1 Motor

Una de las principales cuestiones que se deben resolver está en decidir si el motor a usarse será eléctrico o a combustión. Para determinar cuál es el más adecuado, se deben tomar en cuenta parámetros como el peso, la potencia, facilidad en el control, velocidad de rotación, etc. A continuación se exponen las ventajas y desventajas de cada uno:

Ventajas del motor Brushless:

- Mucha capacidad de aceleración y velocidad.
- El costo de un motor Brushless es un 40% más económico en relación al motor a combustión.
- Tiene la capacidad de aumentar y disminuir su velocidad.
- No se requiere realizar mantenimiento.
- No producen demasiado ruido.
- Mayor eficiencia (menos pérdida por calor)

Desventajas del motor Brushless:

- El principal inconveniente es la duración de la carga de las baterías que puede oscilar entre 7 y 20 minutos.

Ventajas del Motor a Nitrometano:

- Excelente relación entre peso y potencia.

Desventajas del Motor a Nitrometano:

- Produce demasiado ruido.
- Se requiere un conocimiento previo antes de prender un motor de estos.
- Los motores a combustión son más sensibles a cambios de temperatura.
- El motor/escape se calienta a más de 100°C por lo que el pistón y la camisa pueden deformarse con el paso del tiempo al estar sometidos a altas temperaturas.

Tomando en cuenta las ventajas y desventajas de los dos tipos de motor que podrían utilizarse, se ha decidido implementar la aeronave con un motor eléctrico Brushless principalmente en función del costo menor que representa y el fácil control de velocidad que se puede desarrollar. Además es necesario acotar que al utilizar un motor de combustión interna el centro de gravedad de la aeronave estará sometido a la variación del peso del combustible, lo que representa un problema adicional al momento de realizar el control del helicóptero. Por el contrario, este inconveniente se evita con el uso del motor Brushless ya que no habría variación de peso.

Existen dos tipos de motores comúnmente utilizados en aplicaciones de aeronaves no tripuladas, los inrunner y los outrunner. La diferencia principal está en que los inrunner giran a más rpm que los outrunner pero entregan menos torque, y aunque son más eficientes y potentes los motores inrunner usualmente necesitan una caja de engranes para generar suficiente torque para mover hélices. Para evitar el uso de una caja de engranes extra y gracias a que existen motores outrunner que brindan las características requeridas, se ha decidido utilizar uno motor eléctrico Brushless outrunner.

Los motores de 3500KV son adecuados para los modelos de serie 450, existiendo en el mercado varias marcas que fabrican las partes de helicópteros. El motor Brushless Tarot 3500 (Figura 39) cumple con los

parámetros que se necesitan, principalmente en cuanto a potencia y velocidad de rotación. En la Tabla 3 se presentan las especificaciones del mencionado motor.



Figura 39. Motor brushless Tarot 3500KV

Fuente: (Tarot, 2012)

Tabla 3

Especificaciones del Motor Brushless

DETALLE	ESPECIFICACIÓN
Nombre comercial	TL450MX-3500 Tarot 450MX (3500KV)
Tipo de motor	Motor Brushless outrunner
Potencia Máxima	480 Watts
Velocidad por voltio (KV)	3500 RPM / Voltio
Corriente sin carga	3.7 - 4.0 Amperios
Máxima corriente	40 Amperios
Impedancia de motor	0.021 MOhmios
Peso	77 gramos
Diámetro de la periferia	27.80 mm
Diámetro del eje	3.5 mm
Longitud total con eje	52.5 mm
Batería necesaria	LiPo 2 – 4 celdas

Fuente: (Frederick, 2014)

La velocidad angular que genera el motor es uno de los principales parámetros que se deben tener en cuenta para el diseño. En la Tabla 4 se establecen las RPM dependiendo del voltaje.

Tabla 4

Velocidades Angulares del Motor

Brushless Motor Testing					
KV	Voltage	Current	RPM	G/W	G/A
3500KV	7.4	7.4	21457 rpm	3.8	30.1
	9.6	12.1	26810 rpm	3.1	30.7
	11.1	15.8	29897 rpm	2.6	30.3

Fuente: (Frederick, 2014)

Ya que se utilizará una batería de polímero de litio que genera un voltaje de 11.1 voltios tomaremos para los siguientes cálculos el valor de 29897 RPM.

3.2.1.2 Engranajes de transmisión de potencia del motor

Es necesario determinar el juego de engrane-piñón para transmitir potencia del motor al plato cíclico principal ya que en el mercado podemos encontrar diferentes números de dientes para el piñón que va acoplado al motor, estos valores pueden ser 13, 14 o 15 dientes, que depende del tipo de vuelo y del número de palas del helicóptero. En este caso existe solo un tipo de engrane para helicópteros modelo 450, un engrane principal de plástico que ofrece gran resistencia y peso reducido, e incorpora un diseño especial de enfriamiento que incrementa el flujo de aire ayudando en la reducción de la temperatura del motor y elementos electrónicos. El engrane tiene 150 dientes y un módulo de 0.5 mm, con un peso de 12 gramos. Este elemento se ilustra en la Figura 40.



Figura 40. Engrane principal

Para transmitir potencia del motor eléctrico al engrane acoplado al rotor principal, se debe determinar el número de dientes para el piñón de metal del motor brushless, para lo cual se emplea la Ecuación 3.1.

$$\text{Número de dientes} = \frac{Vd * T}{KV * Volt * n} \quad \text{Ec. 3.1}$$

Donde:

- Vd: velocidad de rotación de palas deseada = 2500 RPM
- T: número de dientes del engranaje principal = 150
- KV: RPM/VOLT del motor = 3500 KV
- VOLT: voltaje de la batería de polímero de litio = 11.1 V
- n: eficiencia del motor = 80%

Reemplazando los valores en la fórmula obtenemos el número de dientes para el piñón del motor:

$$\text{Número de dientes} = \frac{(2500 \text{ RPM}) * (150 \text{ Dientes})}{(3500 \text{ KV}) * (11.1 \text{ Voltios}) * (0.80)}$$

$$\text{Número de dientes} = 12.1$$

Ya que en el Mercado existen engranes con 13, 14, 15 número de dientes elegiremos un engrane con 13 Dientes (Figura 41). El diámetro interior debe ser de 3.5 mm para acoplarlo al eje del motor.



Figura 41. Piñón de 13 dientes para el motor brushless

Los valores referenciales de la relación batería – piñón – motor se muestran en la Tabla 5.

Tabla 5

Cálculo del número de dientes para el piñón del motor

DETALLE	VALOR
Velocidad de rotación deseada	2500 rpm
Número de dientes del engranaje principal	150 dientes
KV del motor	3500 RPM / Voltio
Voltaje de la batería	11.1 V (3 celdas)
Eficiencia del motor	80 %
Número de dientes del piñón del motor	13 DIENTES

Ya con el número de dientes para el conjunto de engranajes establecido podemos calcular los valores verdaderos de rpm en el rotor principal (Figura 42)

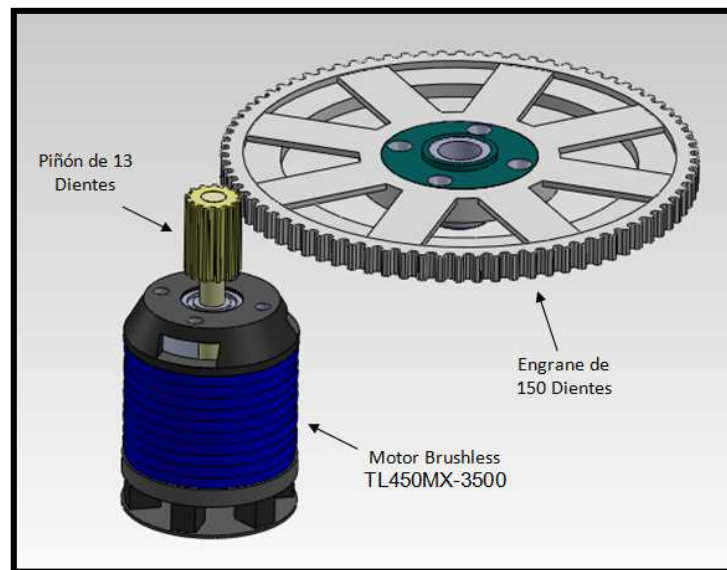


Figura 42. Conjunto Engranaje para el motor brushless

La Ecuación 3.2 se aplica a cualquier tipo de engranaje ya sean rectos o helicoidales.

$$w_1 = \frac{N_2}{N_1} w_2 \quad \text{Ec. 3.2}$$

Despejando la velocidad angular del rotor principal (Ecuación 3.3)

$$w_2 = \frac{w_1 \times N_1}{N_2} \quad \text{Ec. 3.3}$$

$$w_2 = \frac{(29897 \text{ RPM})(13)}{150}$$

$$w_2 = 2591.1 \text{ RPM}$$

La velocidad real máxima a la que gira el rotor principal es 2591.1 rpm.

3.2.1.3 Engranajes de transmisión de potencia al rotor de cola

Para entregar una potencia adecuada al rotor de cola los helicópteros 450 vienen estandarizados en cuanto a los engranes que se acoplan a la polea de rotor de cola (Figura 43).

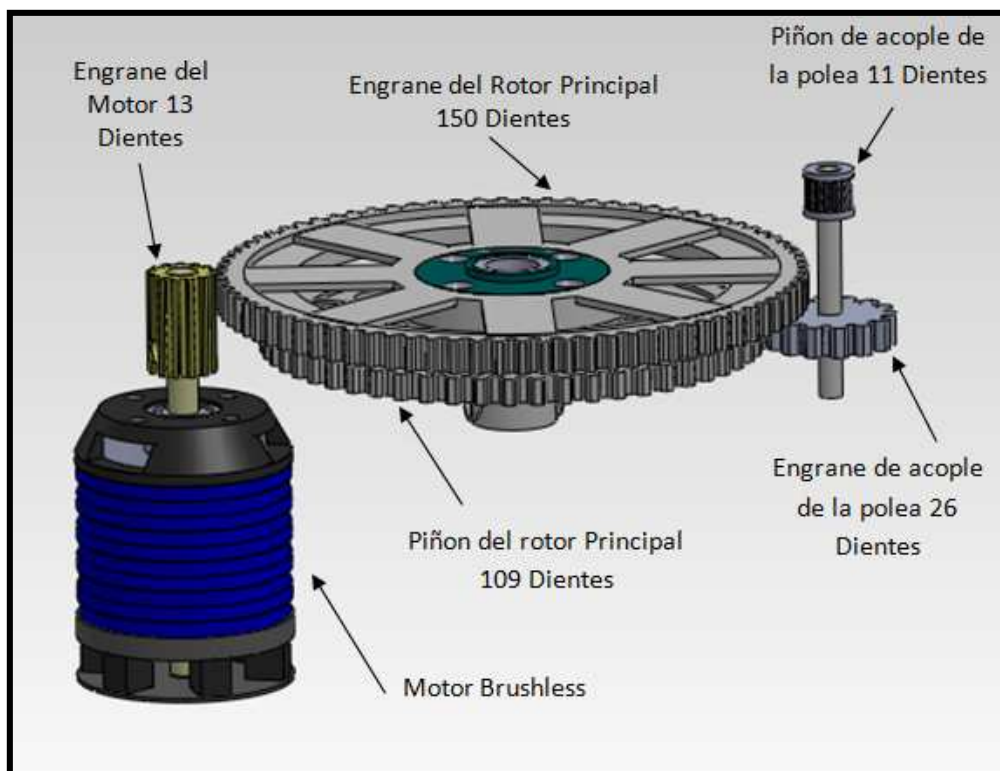


Figura 43. Conjunto total de engranajes para el motor brushless

Este juego de engranes permite transmitir la potencia y aumentar la velocidad angular de las hélices traseras con la finalidad de que el helicóptero se equilibre y no permita que este gire sin control.

3.2.1.4 Polea de transmisión de potencia del rotor de cola

El rotor de cola incorpora un mecanismo antideslizante para acoplar una polea que permita transmitir potencia del motor brushless hacia el rotor de cola y generar la rotación de las palas traseras. Se utilizará una polea de denominación B397MLX, de 3 mm de ancho y 397 mm de largo. Esta polea debe ser reemplazada por una nueva cuando se haya desbastado gravemente la superficie interna, para evitar deslizamiento.

3.2.2 Grupo Rotor Principal

El grupo rotor principal es el encargado de proporcionar la sustentación para que el helicóptero vuele y a su vez controlar el movimiento de la aeronave mientras se encuentra en el aire.

3.2.2.1 Palas

Las palas son las superficies sustentadoras cuyo perfil es encargado de entregar las fuerzas de sustentación que permiten que el helicóptero vuele.

En el mercado existen diferentes tipos de palas que dependen del material del cual pueden estar compuestas como: madera, fibra de vidrio o fibra de carbono, y también dependen del tamaño. A continuación presentamos las distintas medidas de las hélices en la Tabla 6.

Tabla 6

Tamaño de las palas de acuerdo al tipo de Helicóptero

Tipo de Helicóptero	Tamaño de Pala (mm)
250	205
450	325
500	430
600E	600
700E	700

Fuente: (James, 2010)

Las palas son las partes del helicóptero que están más propensas a sufrir daños, principalmente en accidentes, en cuyo caso es indispensable reemplazar cada elemento afectado, pues hasta mínimas averías pueden causar fluctuaciones o vibraciones indeseadas. Por esta razón es necesario contar con repuestos que pueden variar en cuanto al costo y material. A continuación se ilustra una muestra de las mencionadas palas (Figura 44).



Figura 44. Hélices para rotor principal

Ya que se va a diseñar un helicóptero del modelo 450 empezaremos los cálculos con el tamaño de palas de 325mm, según lo detallado en la Tabla 3.6.

3.2.2.1.1 Sustentación

La sustentación es la fuerza principal que permite que los aviones y en nuestro caso el helicóptero se eleve. La geometría de los perfiles de las hélices hace que esta sustentación se cree, además esta fuerza debe ser mayor al peso de la aeronave para que el helicóptero pueda vencer la fuerza de la gravedad y pueda volar. En la Figura 45 observaremos las fuerzas a las que la hélice está sometida.

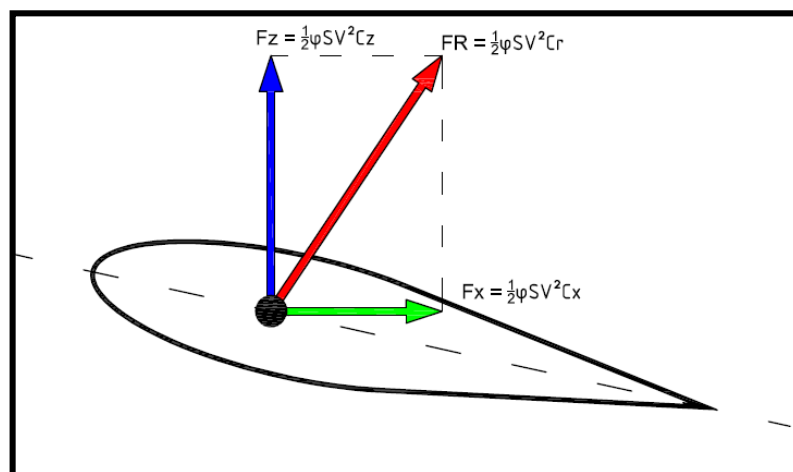


Figura 45. Fuerzas en una hélice

La sustentación F_z y el arrastre F_x están definidos a partir de la fórmula fundamental de la resistencia del aire y un coeficiente de forma y de posición (C_z y C_x), según la Ecuación 3.4.

$$F_z = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_z \quad \text{Ec. 3.4}$$

Donde:

- ρ Masa volumétrica del aire.
- S Superficie de la Pala.
- v Velocidad del viento relativo.
- C_z Coeficiente de sustentación.

Por el efecto de la fuerza de la sustentación se crea un cono de rotación que a su vez se genera la sustentación del rotor (Figura 46).

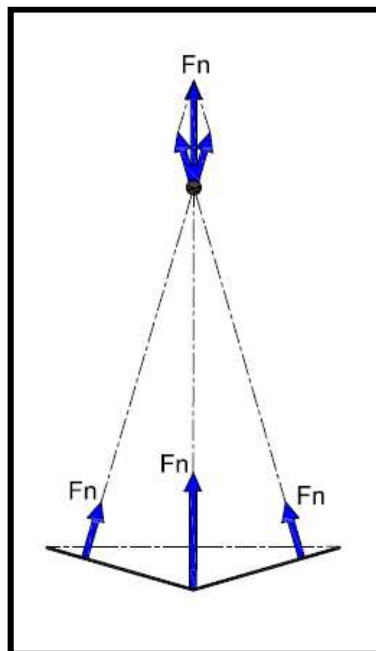


Figura 46. Fuerza de sustentación sobre el rotor principal

La resultante F_n de las sustentaciones de la pala varía con el arreglo de los términos de la siguiente expresión (Ecuación 3.5).

$$F_n = \frac{1}{2} \rho S v r^2 C_z \quad \text{Ec. 3.5}$$

A continuación se explican todos los factores que influyen sobre el valor de la sustentación.

3.2.2.1.2 Masa volumétrica de aire ρ

Ya que ρ es función de la presión atmosférica y de la temperatura ambiente, la sustentación varía con respecto a esta magnitud, Especialmente F_z disminuye cuando aumenta la altitud como veremos en la Tabla 7.

Tabla 7

Propiedades de la atmósfera

Propiedades de la atmósfera a gran altitud							
Altitud, m	Temperatura, °C	Presión, kPa	Gravedad g, m/s ²	Velocidad del sonido, m/s	Densidad, kg/m ³	Viscosidad μ , kg/m · s	Conductividad térmica, W/m · K
0	15.00	101.33	9.807	340.3	1.225	1.789×10^{-5}	0.0253
200	13.70	98.95	9.806	339.5	1.202	1.783×10^{-5}	0.0252
400	12.40	96.61	9.805	338.8	1.179	1.777×10^{-5}	0.0252
600	11.10	94.32	9.805	338.0	1.156	1.771×10^{-5}	0.0251
800	9.80	92.08	9.804	337.2	1.134	1.764×10^{-5}	0.0250
1000	8.50	89.88	9.804	336.4	1.112	1.758×10^{-5}	0.0249
1200	7.20	87.72	9.803	335.7	1.090	1.752×10^{-5}	0.0248
1400	5.90	85.60	9.802	334.9	1.069	1.745×10^{-5}	0.0247
1600	4.60	83.53	9.802	334.1	1.048	1.739×10^{-5}	0.0245
1800	3.30	81.49	9.801	333.3	1.027	1.732×10^{-5}	0.0244
2000	2.00	79.50	9.800	332.5	1.007	1.726×10^{-5}	0.0243
2200	0.70	77.55	9.800	331.7	0.987	1.720×10^{-5}	0.0242
2400	-0.59	75.63	9.799	331.0	0.967	1.713×10^{-5}	0.0241
2600	-1.89	73.76	9.799	330.2	0.947	1.707×10^{-5}	0.0240
2800	-3.19	71.92	9.798	329.4	0.928	1.700×10^{-5}	0.0239
3000	-4.49	70.12	9.797	328.6	0.909	1.694×10^{-5}	0.0238
3200	-5.79	68.36	9.797	327.8	0.891	1.687×10^{-5}	0.0237
3400	-7.09	66.63	9.796	327.0	0.872	1.681×10^{-5}	0.0236
3600	-8.39	64.94	9.796	326.2	0.854	1.674×10^{-5}	0.0235
3800	-9.69	63.28	9.795	325.4	0.837	1.668×10^{-5}	0.0234
4000	-10.98	61.66	9.794	324.6	0.819	1.661×10^{-5}	0.0233
4200	-12.3	60.07	9.794	323.8	0.802	1.655×10^{-5}	0.0232
4400	-13.6	58.52	9.793	323.0	0.785	1.648×10^{-5}	0.0231
4600	-14.9	57.00	9.793	322.2	0.769	1.642×10^{-5}	0.0230
4800	-16.2	55.51	9.792	321.4	0.752	1.635×10^{-5}	0.0229
5000	-17.5	54.05	9.791	320.5	0.736	1.628×10^{-5}	0.0228
5200	-18.8	52.62	9.791	319.7	0.721	1.622×10^{-5}	0.0227
5400	-20.1	51.23	9.790	318.9	0.705	1.615×10^{-5}	0.0226
5600	-21.4	49.86	9.789	318.1	0.690	1.608×10^{-5}	0.0224
5800	-22.7	48.52	9.785	317.3	0.675	1.602×10^{-5}	0.0223
6000	-24.0	47.22	9.788	316.5	0.660	1.595×10^{-5}	0.0222
6200	-25.3	45.94	9.788	315.6	0.646	1.588×10^{-5}	0.0221
6400	-26.6	44.69	9.787	314.8	0.631	1.582×10^{-5}	0.0220
6600	-27.9	43.47	9.786	314.0	0.617	1.575×10^{-5}	0.0219
6800	-29.2	42.27	9.785	313.1	0.604	1.568×10^{-5}	0.0218
7000	-30.5	41.11	9.785	312.3	0.590	1.561×10^{-5}	0.0217
8000	-36.9	35.65	9.782	308.1	0.526	1.527×10^{-5}	0.0212
9000	-43.4	30.80	9.779	303.8	0.467	1.493×10^{-5}	0.0206
10,000	-49.9	26.50	9.776	299.5	0.414	1.458×10^{-5}	0.0201
12,000	-56.5	19.40	9.770	295.1	0.312	1.422×10^{-5}	0.0195
14,000	-56.5	14.17	9.764	295.1	0.228	1.422×10^{-5}	0.0195
16,000	-56.5	10.53	9.758	295.1	0.166	1.422×10^{-5}	0.0195
18,000	-56.5	7.57	9.751	295.1	0.122	1.422×10^{-5}	0.0195

Fuente: (Cengel & Boles, 2009)

Ya que el diseño se lo va a realizar en la ciudad de Sangolquí se tomará como dato la altura de dicha ciudad 2500 Metros sobre el nivel del mar.

$$\rho = 0.957 \text{ kg/m}^3$$

3.2.2.1.3 Velocidad Relativa

Fz es proporcional al cuadrado de la velocidad relativa, ya que las palas giran a una velocidad constante, la sustentación aumenta desde el pie de la hélice hasta el extremo ya que v aumenta con el radio de rotación. Por motivos de cálculos esta velocidad se la calcula en el centro de empuje CP de la pala como se muestra en la imagen de la Figura 47.

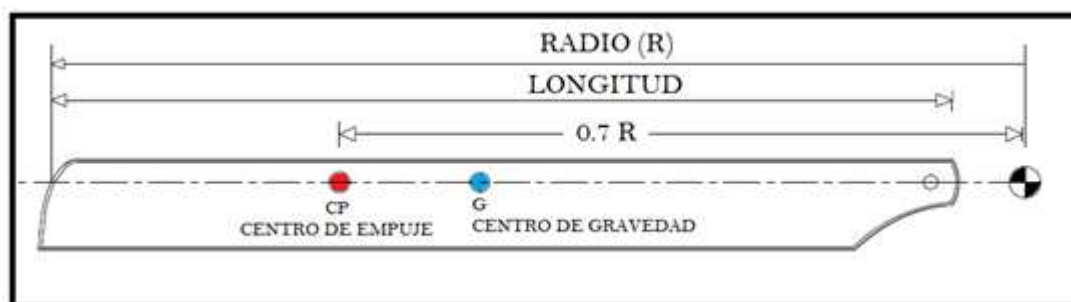


Figura 47. Centro de gravedad y empuje en una hélice

Como se analizó antes el número de revoluciones por minuto en el rotor principal es 2591.1 RPM, así que usaremos este valor para el cálculo de la velocidad relativa en el centro de empuje de la pala.

$$R = 365 \text{ mm}$$

$$\omega = 2591.1 \text{ RPM}$$

$$\omega = \frac{(2591.1)(2\pi \text{ rad})}{60\text{s}}$$

$$\omega = 271.33 \text{ rad/s}$$

$$v = \omega R$$

$$vr = \left(271.33 \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)(0.7)(0,365\text{m})$$

$$vr = 69.32 \text{ m/s}$$

3.2.2.1.4 Superficie de la Pala

El valor de S es la superficie de la pala que se la calcula con la siguiente fórmula (Ecuación 3.6).

$$S = RxC$$

Ec.3.6

Donde:

- R es el radio de la pala
- C es la cuerda de la pala (Figura 48)

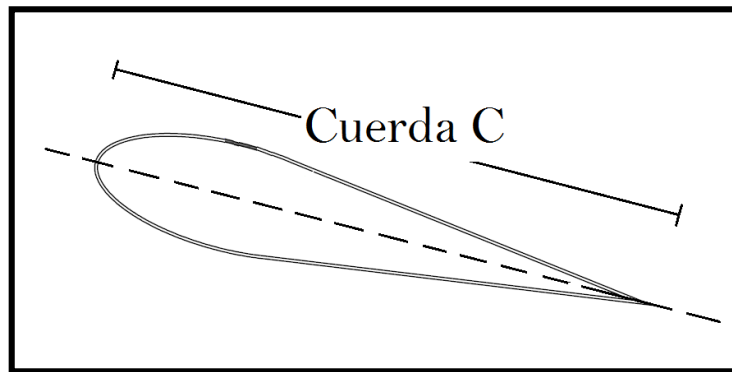


Figura 48. Cuerda en una hélice

$$S = RxC$$

$$S = (0.365m)(0.034m)$$

$$S = 0.0117m^2$$

3.2.2.1.5 Coeficiente de Sustentación

El coeficiente de sustentación depende de los siguientes parámetros:

- La forma del perfil.
- El estado de la superficie del perfil.
- El Angulo de incidencia.

Este parámetro se obtiene de la curva llamada Polar Del Perfil, esta curva muestra como, para el perfil, varía la sustentación y arrastre con arreglo al ángulo de incidencia (Figura 49).

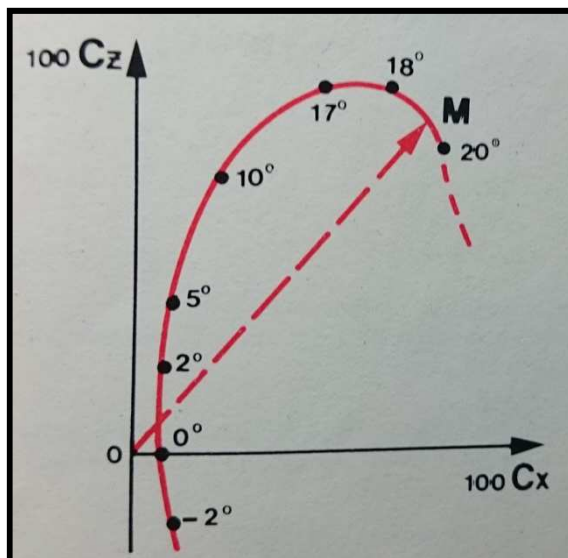


Figura 49. Polar de un perfil

El rango de ángulo de incidencia que el helicóptero necesita para elevarse está desde 6° hasta 18° . Para determinar el coeficiente de sustentación utilizaremos el ángulo con el que empieza a elevarse ya que en este punto la fuerza de sustentación debe ser mayor que el peso del helicóptero (Figura 50).

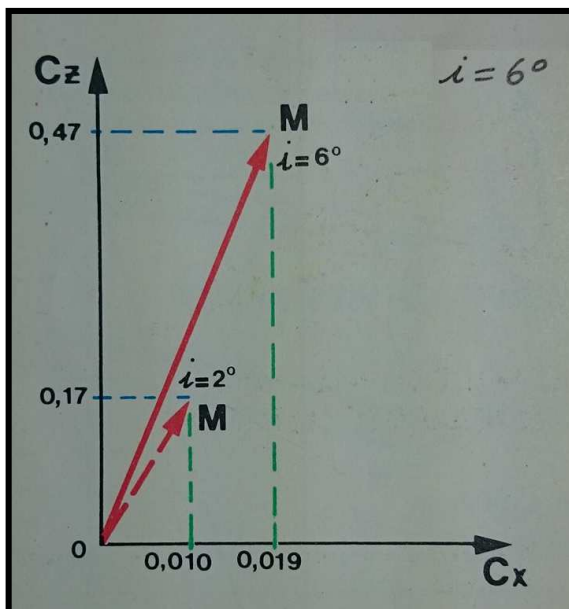


Figura 50. Constantes de sustentación y arrastre

Para:

$$i = 6^\circ \quad C_z = 0.47$$

Ya con todos estos datos procedemos a calcular la fuerza de sustentación (Ecuación 3.5) y a compararla con el peso del helicóptero.

Fuerza de Sustentación General:

$$F_n = \frac{1}{2} \rho S v r^2 C_z \quad \text{Ec. 3.5}$$

$$F_n = \frac{1}{2} \left(0.957 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) (0.0117 \text{m}^2) \left(69.32 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right)^2 (0.47)$$

$$F_n = 12.64 \text{ N}$$

Peso estimado del helicóptero:

$$P = (0.9 \text{kg}) \left(\frac{9.8 \text{m}}{\text{s}^2} \right)$$

$$P = 8,9 \text{ N}$$

$$\therefore F_n > P \text{ Al iniciar el vuelo}$$

Con este análisis podemos concluir que todos los elementos antes mencionados están debidamente seleccionados ya que el helicóptero si es capaz de elevarse.

3.2.2.2 Mecanismos de variación colectiva de paso

El elemento principal que permite la sustentación y el control de vuelo es el mecanismo llamado plato cíclico. Entre varios modelos existentes la mayor distinción que se puede entender es que algunos platos ofrecen una barra de vuelo incorporada para permitir auto estabilización mecánica en vuelo, mejor conocida como Flybar (Figura 51 - Derecha). Existen también modelos de platos cíclicos sin barra de vuelo o flybarless (Figura 51 - Izquierda), y además es importante mencionar que existen modelos para acoplar desde dos hasta cuatro hélices.



Figura 51. Tipos de platos cíclicos

Fuente: (CobasHobbies, 2015)

Se ha escogido un modelo de plato cíclico que incorpora una barra de vuelo y de doble acople para colocar 2 hélices. Esta opción brinda una ayuda mecánica para la estabilización de la aeronave en vuelo, a la vez que presenta un peso reducido en comparación a otros modelos, pues está fabricada con plástico y aluminio como se muestra en la Figura 52.



Figura 52. Plato cíclico con flybar

3.2.2.3 Servomotores de control de plano de mando

El último elemento a seleccionar en este contexto es el servomotor, elemento que transforma una señal electrónica en movimiento angular mecánico. Existen dos tipos de servomotores comúnmente utilizados en aeromodelismo y control por radio-frecuencia: digitales y analógicos.

Aunque a ambos servos se envía la misma señal de ancho de pulso (PWM), la forma en que el driver del dispositivo interpreta dicha señal y envía las órdenes al motor es diferente. En los servomotores de control analógico la señal del potenciómetro interno es comparada con la señal recibida (señal de control), generando un pulso de salida con la diferencia de las dos señales, cuya señal amplificada como corriente mueve el motor hasta llegar a la posición deseada. Este proceso genera el inconveniente de que mientras más cerca está el servo de la ubicación requerida, más corto será el pulso y por lo tanto el movimiento angular se volverá más lento y con menos fuerza para mantenerse fijo en la posición pedida. Además, mientras transcurre el tiempo en bajo de la señal PWM el servo está “libre”, razón por la cual un servo analógico vibra si se intenta forzar su brazo cuando está accionado (Figura 53).

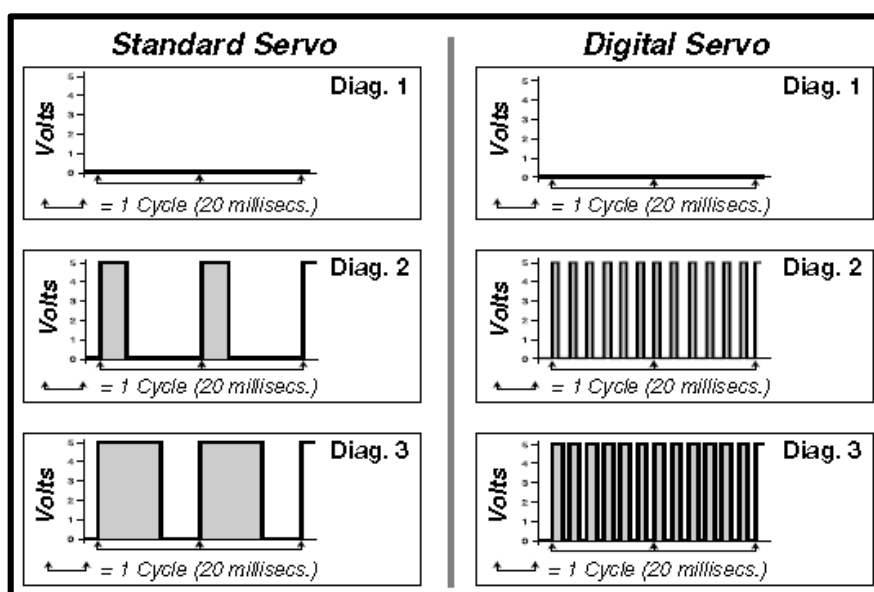


Figura 53. PWM en servos analógicos y digitales

Fuente: (FUTABA - Digital FET Servos, 2011)

En el caso de los servomotores digitales, un micro-controlador interno analiza la señal de control recibida y establece al servo en la posición deseada, con la diferencia que el driver moverá el motor con la misma fuerza y velocidad durante todo el recorrido (Figura3.16), característica importante

para obtener una respuesta más rápida y precisa al radio-control. Un servo digital también proporciona mayor fuerza para mantenerse en la posición requerida, que uno de modulación analógica, debido a que no espera recibir una señal cada 20 ms, evitando incluso que el brazo del dispositivo no vibre, aunque este emite un pequeño sonido al intentar forzarlo.

Por lo tanto el uso de un servomotor digital nos brinda mejores características que un analógico, necesarias para incrementar la eficiencia y precisión en el control del plato cíclico del helicóptero. La desventaja está en que generalmente los servos digitales son más caros y consumen mayor energía que sus correspondientes analógicos.

Se utilizarán servomotores EMAX ES08MD debido a que comúnmente son usados para el control del plato cíclico escogido y su precio es asequible. Los datos técnicos de este dispositivo se muestran en la Tabla 8.

Tabla 8

Especificaciones de los servomotores escogidos

DETALLE	ESPECIFICACIÓN
Modelo	EMAX ES08MD
Modulación	Digital
Ángulo de giro	120°
Voltaje de operación	4.8 – 6.0 V
Torque máximo	4.8 v: 2.00 Kg-cm (27.8 oz-in) 6.0 v: 2.40 Kg-cm (33.3 oz-in)
Velocidad	4.8V: 0.10 seg/60° 6.0V: 0.08 seg/60°
Ancho de pulso	1520 – 1900 us
Ancho de banda muerta	1 usec
Peso	12.0 g (0.42 oz)
Dimensiones	32x11.5x24 mm
Tipo de motor	Con escobillas (Brushed)
Tipo de engranaje	Metálico
Rotación/Soporte	Solo cojinete

Fuente: (Servo Database, 2014)

3.2.3 Grupo Rotor de cola

El grupo rotor de cola se encarga de proporcionar una fuerza de compensación para evitar que el helicóptero gire deliberadamente debido al par de reacción del rotor principal, y también permite controlar la rotación de la aeronave por medio del ángulo de incidencia de las palas traseras.

El par de reacción del rotor principal es una fuerza opuesta al sentido de giro del rotor principal, ya que en el rotor del helicóptero al instante de girar el mástil del rotor aplica un par motor que se apoya en la estructura del helicóptero, la misma que genera un par de reacción con la misma fuerza y en sentido contrario (Figura 54). Si este par de reacción no es compensado el helicóptero puede girar sin control haciendo imposible el vuelo del helicóptero.

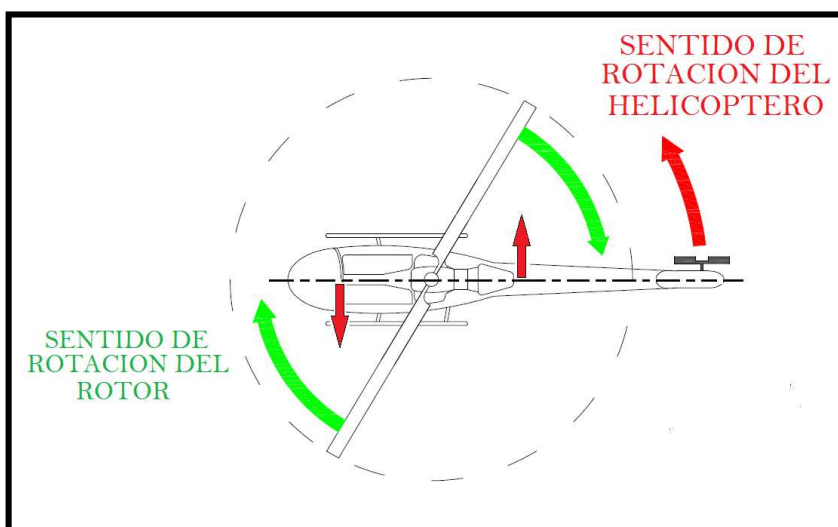


Figura 54. Rotación del helicóptero y el rotor principal

El rotor de cola debe generar un par motor de la misma magnitud de C_r para que el helicóptero se mantenga estable y no gire en su propio eje (Figura 55).

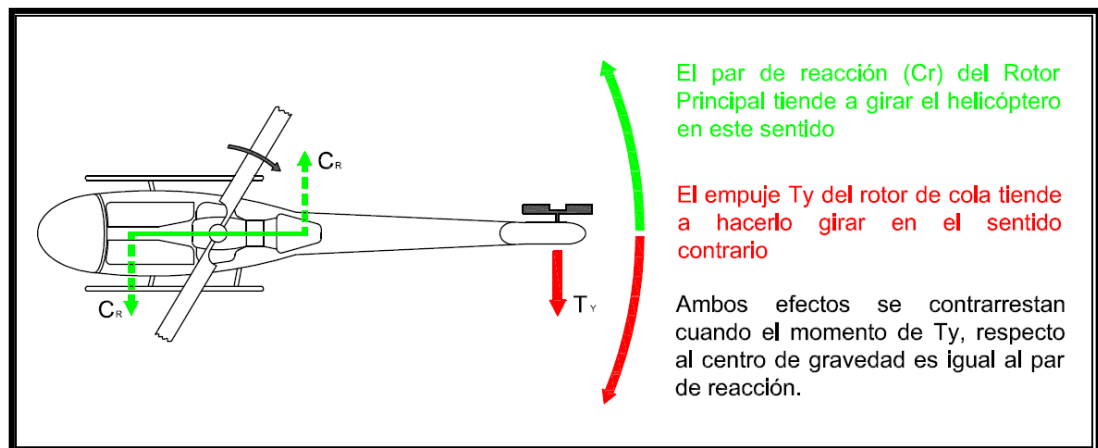


Figura 55. Fuerza generada por el rotor de cola

Para analizar el par motor que genera el rotor principal (Ecuación 3.7), tenemos que centrarnos en el torque desarrollado por el engrane que está acoplado al plato cíclico (Figura 56).

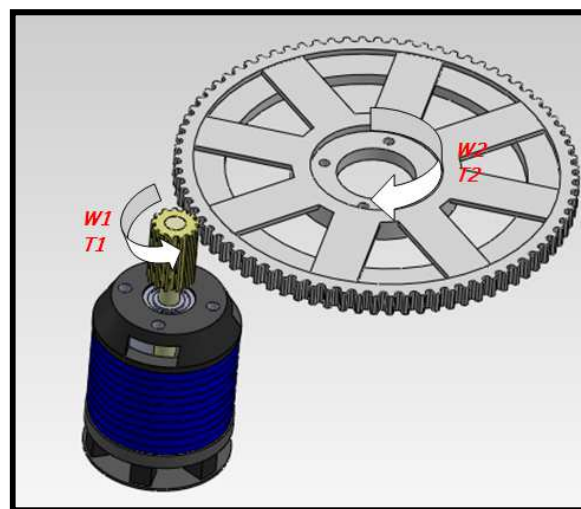


Figura 56. Torques en el motor y engrane principal

$$P1 = T1 \cdot W1$$

Ec. 3.7

Donde:

- $P1$ Es la potencia del Motor
- $T1$ Es el Torque en el Piñon
- $W1$ Es las RPM del Motor

$$T1 = \frac{P1}{\omega1} \quad \text{Ec. 3.8}$$

$$T1 = \frac{400W}{3130.81rad/s}$$

$$T1 = 0.13 N.m$$

$$\frac{T1}{T2} = \frac{\omega2}{\omega1} \quad \text{Ec. 3.9}$$

$$T2 = \frac{T1 \cdot \omega1}{\omega2} \quad \text{Ec. 3.10}$$

$$T2 = \frac{(0.13N.m)(29897RPM)}{2591RPM}$$

$$T2 = 1.5 N.m$$

Para que el helicóptero se mantenga equilibrado y no gire respecto a si mismo, necesita una fuerza en el rotor de cola capaz de neutralizar el efecto del par rotor principal, para lo cual calcularemos el empuje de las palas traseras.

Superficies de las hélices traseras $S = 0.0015m^2$

RPM en el rotor de cola. = 10862.3 RPM

$$\omega2 = 10862.3 RPM$$

$$\omega2 = \frac{(10862.3)(2\pi rad)}{60s}$$

$$\omega2 = 1137.49 rad/s$$

$$vr2 = \omega R \quad \text{Ec. 3.11}$$

$$vr2 = \left(1137.49 \frac{rad}{s}\right)(0.7)(0.8m)$$

$$vr2 = 637 m/s$$

$$Ty = \frac{1}{2} \rho S vr^2 Cr \quad \text{Ec. 3.12}$$

$$Ty = \frac{1}{2} \left(0.957 \frac{kg}{m^3} \right) (0.0015m^2) \left(637 \frac{m}{s} \right)^2 (0.019)$$

$$Ty = 3.49 N$$

Ya que el par motor que genera el helicóptero es 1.5 N.m, necesitamos compensar este valor para que el helicóptero no gire en su propio eje. Calcularemos la distancia a la que debe estar ubicado el rotor de cola, como se aprecia en la Figura 57.

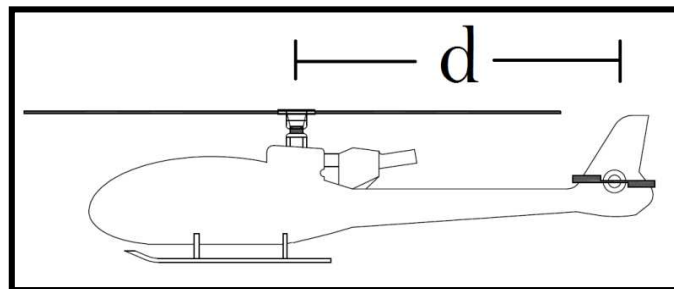


Figura 57. Distancia entre rotor principal y el de cola

$$1.5N.m = Ty.d$$

$$d = \frac{1.5N.m}{3.49N}$$

$$d = 0.42 m$$

3.2.3.1 Palas del rotor de cola

A diferencia de las hélices del rotor principal, las palas traseras son generalmente de plástico (Figura 58). La longitud de estas hélices es de 60 mm, valor estándar para modelos 450.



Figura 58. Palas de plástico del rotor de cola

3.2.3.2 Mecanismos del rotor de cola

El plato cíclico en la parte posterior permite cambiar el ángulo de incidencia de las palas traseras por medio del mecanismo acoplado a las mismas, equivalente al del plato cíclico principal, pero con la diferencia de que se controla mediante un solo servomotor y no con 3 como en el rotor principal. Además presenta la característica de que posee un acople para polea para la transmisión de potencia desde el rotor principal hacia el rotor de cola, lo que se traduce en que parte de la potencia del motor se consume por el rotor de cola. El mecanismo se muestra en la Figura 59.



Figura 59. Mecanismo de rotor de cola con polea para transmisión de potencia

3.2.3.3 Servomotor de variación de empuje del rotor de cola

Es necesario que se pueda controlar el ángulo de incidencia de las palas del rotor de cola, para compensar el par de reacción generado por el rotor principal, y evitar que la aeronave realice un movimiento de rotación descontrolado. Para este propósito se utiliza un servomotor cuyo movimiento angular estará acoplado a una varilla que lo conecta con el rotor de cola, produciendo así la variación del ángulo de las palas traseras.

Se utilizará, al igual que para el rotor principal, un servomotor digital principalmente para mantener constante el torque durante el movimiento

angular del dispositivo. Dicho servomotor va acoplado al plato cíclico posterior mediante una bieleta como se muestra en la Figura 60.

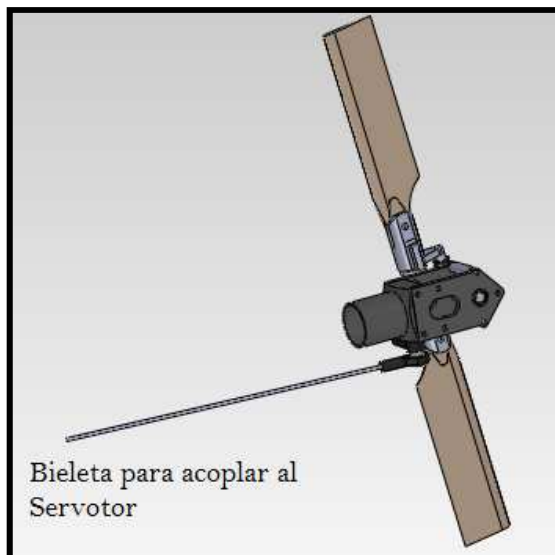


Figura 60. Bieleta del servomotor de cola

3.2.4 Estructura

La estructura del helicóptero cumple la función de soportar todos los elementos del helicóptero, como son: motor, servomotores, rotor principal y rotor de cola, batería y circuitería electrónica.

El avance en el estudio de materiales ha permitido que en la actualidad se puedan desarrollar estructuras de alta resistencia y bajo peso, necesario para el vuelo de una aeronave, como es la fibra de carbono, muy popular hoy en día. Por esta razón la mayoría de helicópteros RC a escala utilizan la fibra de carbono para sus estructuras, aunque también se utilizan otros materiales como aluminio o plástico, debido a que también presentan un balance aceptable en la relación peso-resistencia.

3.2.4.1 Componentes de sujeción

El trabajo de los elementos de sujeción es precisamente sujetar los elementos de transmisión de potencia a la estructura, como soportes para el motor, soporte para el eje del plato cíclico y soportes del eje en el juego de engranes para la polea del rotor trasero. Cada elemento de sujeción debe

estar diseñado con la finalidad de ser capaz de soportar los esfuerzos que genera el vuelo del helicóptero.

3.2.4.1.1 Sujetador del Motor

Se desea hacer una conexión entre el motor y la estructura que sea fácil de desensamblar y fuerte para resistir cargas debido a momentos, para lo cual se usará una placa de unión simple que tenga arandelas y tornillos, a través de 4 agujeros roscados. El momento que se analiza en el sujetador del motor va a ser de la misma magnitud del momento generado por el motor pero en sentido contrario, para que el sistema esté en equilibrio. A continuación analizamos el momento que genera el motor (Ecuación 3.13), como se observa en la Figura 61.

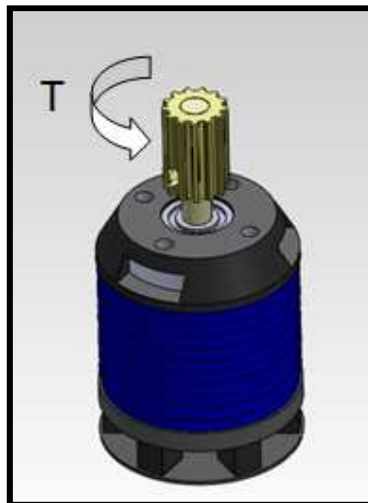


Figura 61. Momento que genera el motor

$$T = \frac{P}{\omega} \quad \text{Ec. 3.13}$$

$$T = \frac{400W}{3130.81rad/s}$$

$$T = 0.13 \text{ N.m}$$

$$T = Fxd \quad \text{Ec. 3.14}$$

Donde d es la distancia desde el centro del eje del motor hasta el centro del agujero de acople de los tornillos.

$$0.13 \text{ N.m} = F(0.0085\text{m})$$

$$F = 15.3\text{N}$$

Esta fuerza se divide para los dos tornillos con los que va a estar acoplado al sujetador del motor, así que cada tornillo tendrá una fuerza de 7.64 N.

Para determinar si el elemento sujetador del motor va a ser capaz de soportar los esfuerzos se ha desarrollado un análisis por elementos finitos donde mostramos resultados para una aleación de aluminio 7075 (Figura 62), ya que presenta buena resistencia a la fatiga y es fácil de mecanizar. Los usos de esta aleación de aluminio incluyen aplicaciones en las que es necesario contar con la resistencia del acero y el peso ligero del aluminio, comúnmente es utilizado en la aeronáutica y en el aeromodelismo.

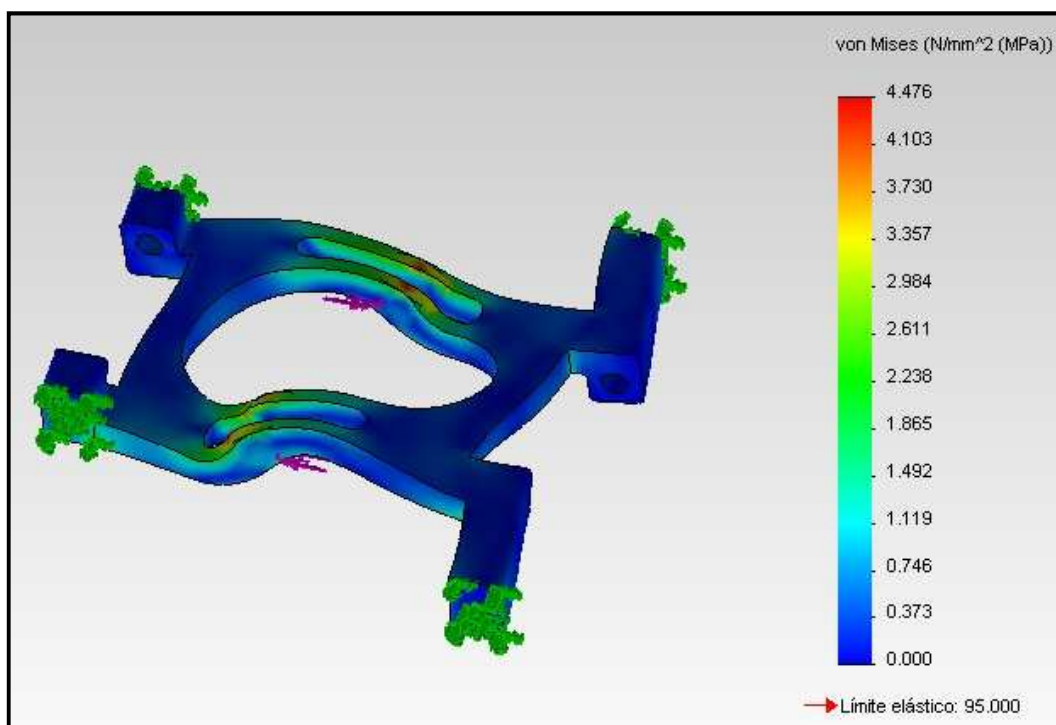


Figura 62. Simulación por elementos finitos del sujetador

Como podemos observar en la imagen, tenemos que en las zonas críticas donde hay una mayor concentración de esfuerzos, el máximo esfuerzo de Von Mises es 4.47 MPa que es muy inferior al límite de fluencia, dándonos un factor de seguridad de $n=20$.

3.2.4.2 Estructura general

Un factor muy relevante es el material del que estará hecha la estructura o cuerpo de la aeronave. Comúnmente se utiliza fibra de carbono pues es un material ligero con una densidad de 1.750 kg/m^3 y tiene mayor resistencia al impacto que el acero, o puede ser hecha de aluminio que tiene una densidad de 2.700 Kg/m^3 presentando así peso reducido y alta resistencia al impacto. Estas son características necesarias para preservar la mayor cantidad de elementos en un eventual accidente de la aeronave.

Si comparamos los dos materiales en general, encontramos ventajas y desventajas en cada uno. Por ejemplo la fibra de carbono es menos pesada que el aluminio, y aunque es más rígida también es más frágil, por lo que en un golpe la fibra de carbono podría sufrir una rotura y no se podría reparar fácilmente, mientras que el aluminio podría tener una abolladura solamente. Esto podría no ser apreciable en una aeronave ya que probablemente el cuerpo de un helicóptero hecho en cualquiera de estos materiales se destruiría en una caída muy fuerte, o por lo contrario en un golpe menor no tendría un daño relevante. En cuanto a absorción de vibraciones e impactos, las vibraciones son movimientos de alta frecuencia y de baja intensidad, mientras que los impactos se producen al afrontar irregularidades de baja frecuencia y alta intensidad. El aluminio disipa en mejor forma las vibraciones, pero la fibra de carbono absorbe mejor las fuerzas vectoriales en un impacto. Finalmente, la fibra de carbono generalmente representa un mayor costo económico que el aluminio.

Teniendo en cuenta las consideraciones del párrafo anterior, se puede concluir que tanto aluminio como fibra de carbono brindan las condiciones necesarias para la estructura o cuerpo del helicóptero, pero en este caso se

utilizará aluminio principalmente al costo y la facilidad de adquisición del material.

Se ha decidido la utilización de una aleación de aluminio 7075 T6 de 1mm de espesor, ya que presenta buena resistencia a la fatiga y es fácil de mecanizar, los usos de esta aleación de aluminio incluyen aplicaciones en las que es necesario contar con la resistencia del acero y el peso ligero del aluminio, comúnmente es utilizado en la aeronáutica y en el aeromodelismo (Figura 63).

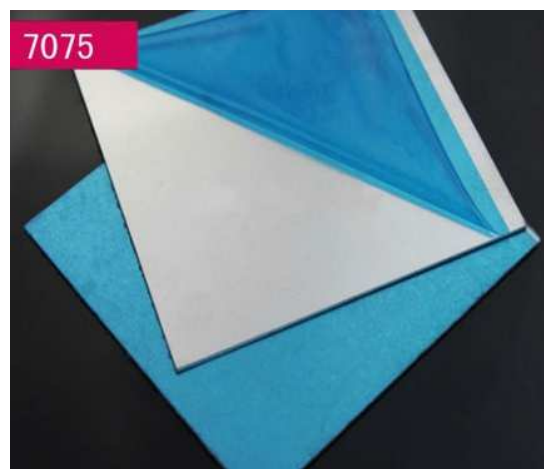


Figura 63. Aluminio comercial 7075

Fuente: (EBAY, 2015)

El principal objetivo de la estructura es ser el soporte para los elementos como motor, eje del plato cíclico y engranes de transmisión de potencia como se muestra en la Figura 64.

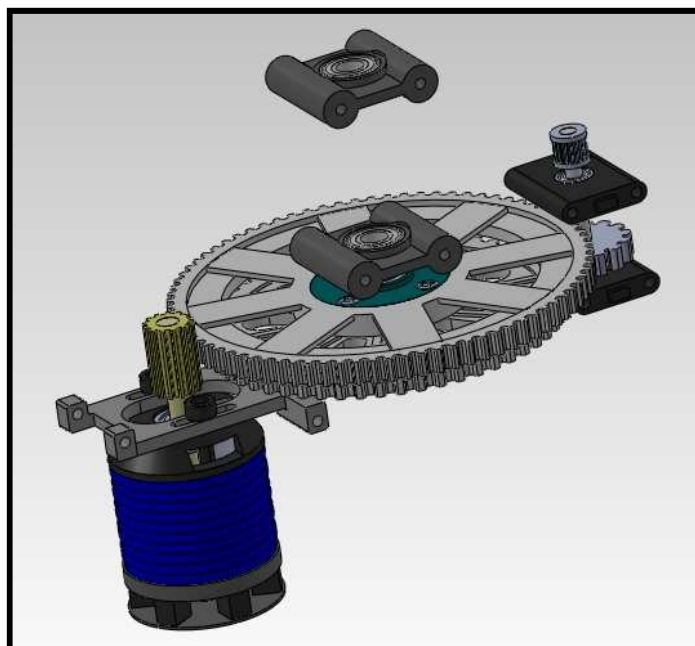


Figura 64. Ubicación de los elementos que soportará la estructura

Cada elemento debe ser sujetado por la estructura con dimensiones muy precisas ya que si no existe una buena ubicación de los elementos sería imposible una transmisión de potencia ya que los engranes no tendrían juego. Además debe tener un espacio debajo de los engranes con la finalidad de ensamblar la placa electrónica con todos los elementos de control y servomotores (Figura 65).

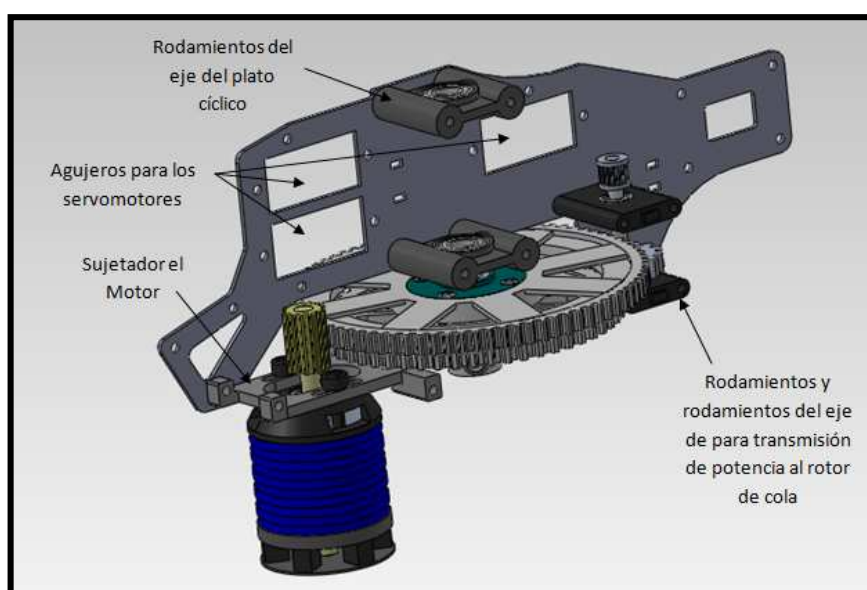


Figura 65. Estructura para soporte de elementos

Es necesario realizar una estructura de dos niveles ya que en su parte baja debe alojar el circuito electrónico, pues previamente se diseñó la placa electrónica cuya medida corresponde a 37mm x 74mm. Con estas medidas el nivel inferior de la estructura será más ancho que el nivel superior (Figura 66).

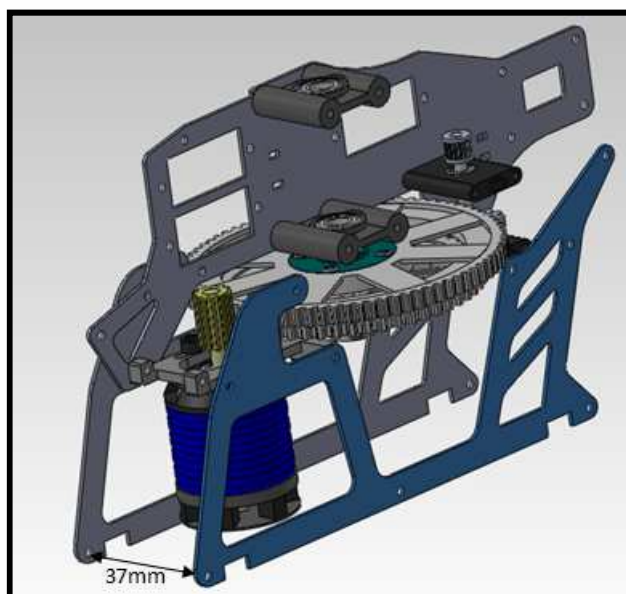


Figura 66. Estructura conformada por dos niveles

Para realizar una análisis de los esfuerzos a los que va ser sometida la estructura es necesario contemplar los pesos de los elementos que van a estar sujetos a la estructura (Tabla 9) y un análisis de fuerzas y momentos.

Tabla 9

Pesos de los elementos sujetos a la estructura

ELEMENTO	PESO
Servomotor	12 gramos
Plato Cíclico	120 gramos
Motor Brushless	77 gramos
Sujetador del Motor	8 gramos
Batería	172 Gramos

La Tabla 10 muestra los esfuerzos a los que va a ser sometida la estructura.

Tabla 10

Fuerzas y momentos sobre la estructura

TORQUE	MAGNITUD
Par del Motor	0.13 N.m
Par generado por el plato cíclico	1.5 N.m
Fuerza generada por el rotor de cola	3.49 N

Para entender mejor el cuadro lo expresaremos en el gráfico de la Figura 67.

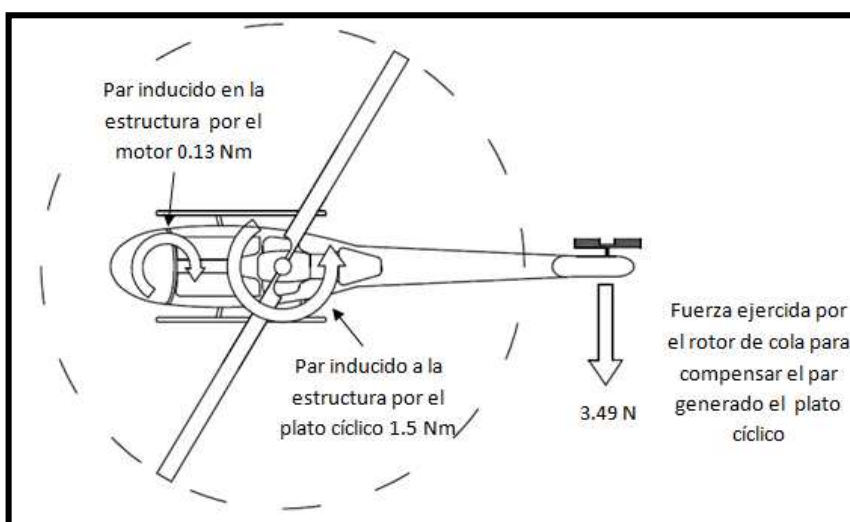


Figura 67. Fuerza y momentos en el helicóptero

Una vez determinadas las fuerzas y momentos ejercidos sobre la estructura procedemos a realizar análisis por elementos finitos, con la finalidad de analizar los puntos críticos de la estructura (Figura 68).

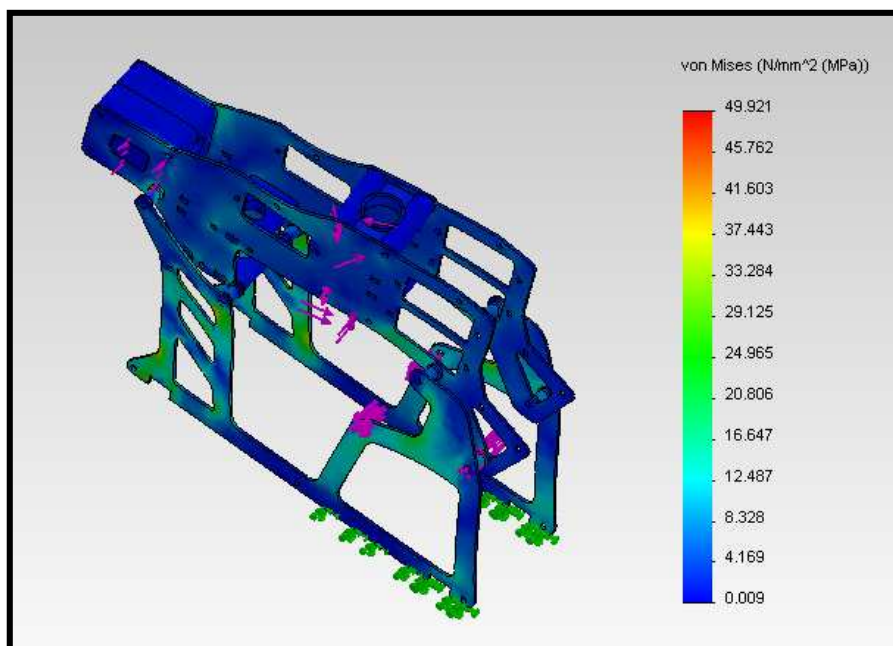


Figura 68. Análisis de esfuerzo de Von Mises en la estructura

Mediante este estudio por elementos finitos observamos que los esfuerzos máximos en los puntos críticos no superan al límite de fluencia del aluminio con el que está hecho la estructura. A continuación observaremos el mismo análisis pero mostrando los factores de seguridad (Figura 69).

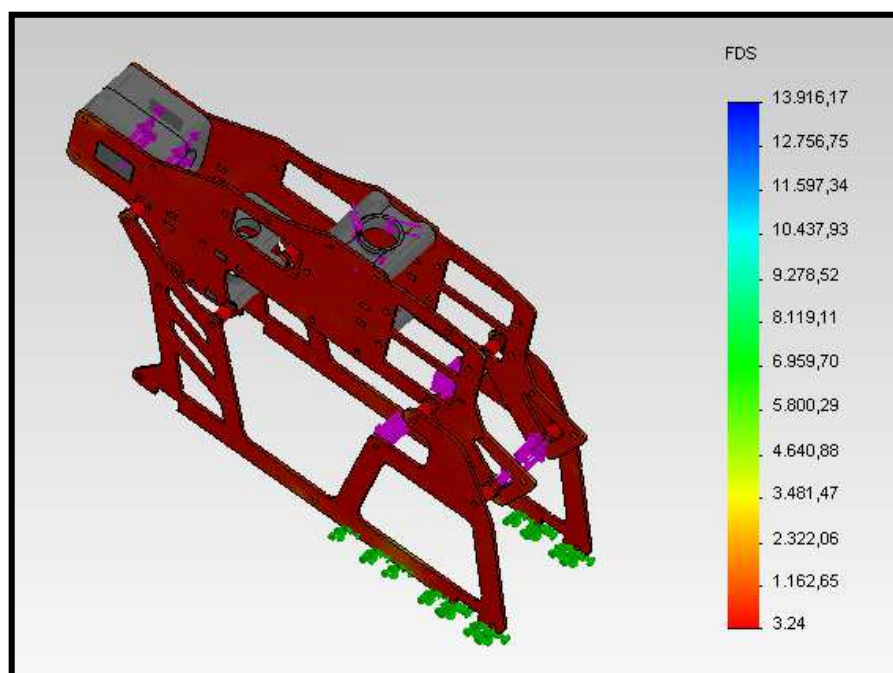


Figura 69. Análisis de factor de seguridad en la estructura

En los lugares donde existe una mayor concentración de esfuerzos observamos que el factor de seguridad es de 3.24. Con este resultado podemos concluir que el aluminio 7075 T6 de un milímetro de espesor es adecuado para la utilización en la estructura del helicóptero ya que soporta todos los esfuerzos al analizar las fuerzas a las que está sometido dicho ensamble.

3.2.4.3 Tubo de cola

Es necesario comprender porque se necesita una cola tan larga en los helicópteros, y esto se debe a que mientras se aumenta más la longitud de la cola será necesaria una menor fuerza para compensar el helicóptero y que no gire a la deriva.

En cálculos anteriores se determinó que la longitud más adecuada para generar el torque necesario para neutralizar el efecto el rotor principal era una longitud aproximada a 0.42 metros, esto quiere decir que necesitamos ubicar el rotor de cola a 42 centímetros desde el centro del rotor principal, y esto lo logramos con el tubo de cola (Figura 70).

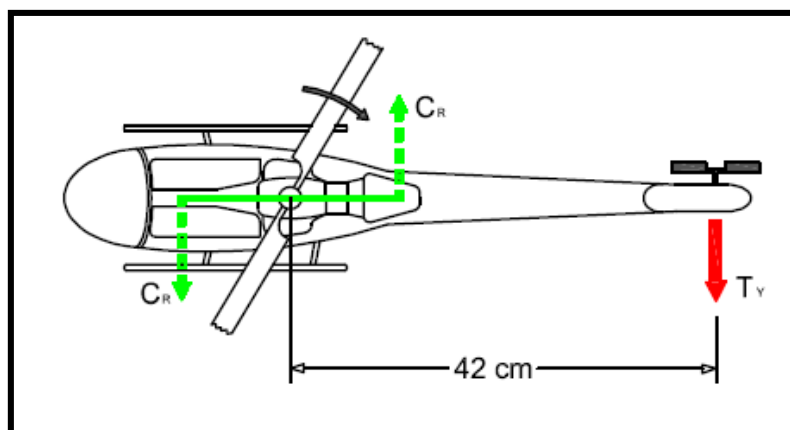


Figura 70. Distancia del rotor principal al rotor de cola

Este tubo debe ser hueco ya que por su interior pasará la banda que es encargada de transmitir la velocidad angular desde el eje del rotor principal al eje del rotor de cola.

Ya que el rotor de cola genera un empuje de 3,49 N analizaremos los esfuerzos a los que está sometido el tubo de cola, con un aluminio 7075 (Figura 71).

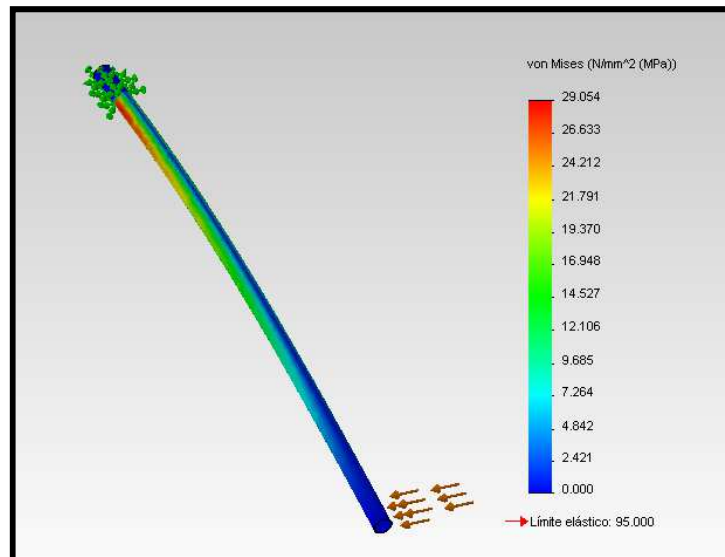


Figura 71. Análisis de esfuerzo de Von Mises en el tubo de cola

Se observa que los esfuerzos a los que está sometido el tubo de cola no supera el límite de fluencia. En la zona de mayor concentración de esfuerzos podemos ver que el factor de seguridad es 3.27 como se observa en la Figura 72.

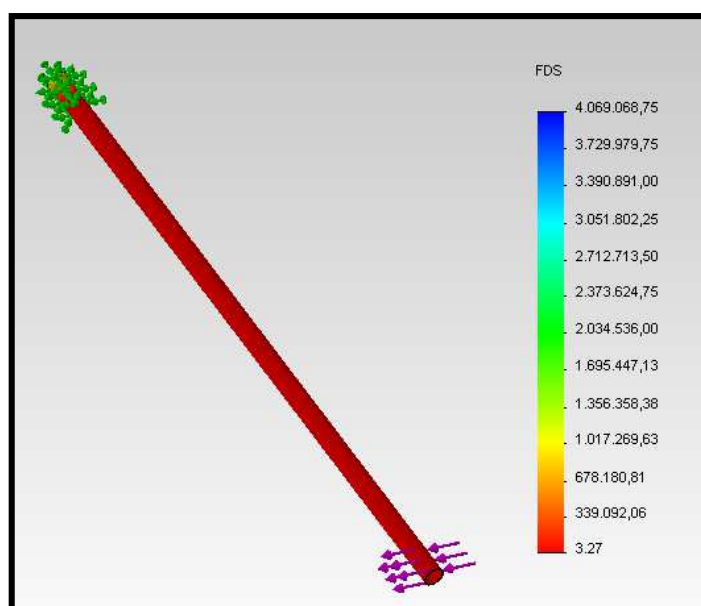


Figura 72. Análisis de factor de seguridad en el tubo de cola

3.2.4.4 Tren de Aterrizaje

El tren de aterrizaje es el elemento mediante el cual el helicóptero puede descansar antes de empezar el vuelo y una vez haya aterrizado.

El tren de aterrizaje se diseñará teniendo en cuenta que es el encargado de alojar a la cámara, para lo cual se tomará como datos de diseño el peso del helicóptero y el peso de la cámara. Esta estructura estará construida con aluminio 7075.

Ya que el helicóptero es sostenido por el tren de aterrizaje es necesario conocer el peso de todos los elementos que componen el helicóptero. Estos valores se presentan en la Tabla 11.

Tabla 11

Peso total del helicóptero sin tren de aterrizaje

Elemento	Peso (Gr)
Hélices	50
Plato cíclico	120
Estructura	120
Servomotores	12
Motor	77
Engranajes	30
Placa electrónica	50
Tubo de cola	13
Rotor de cola	35
ESC	75
Batería	180
Peso total	762

Una vez determinado el peso total del helicóptero procedemos a realizar el diseño tomando en cuenta el ángulo de visión de la cámara, ya que el tren de aterrizaje no debe interrumpir las imágenes grabadas. Además la cámara

debe ubicarse debajo del eje del rotor principal, para que no exista un desvío del centro de gravedad del helicóptero.

Peso del helicóptero Total

$$P = 762 \text{ gr} = 7.44 \text{ N}$$

Peso de la cámara

$$P_c = 70 \text{ gr} = 0.68 \text{ N}$$

Estas fuerzas se distribuyen en el tren de aterrizaje según la Figura 73.

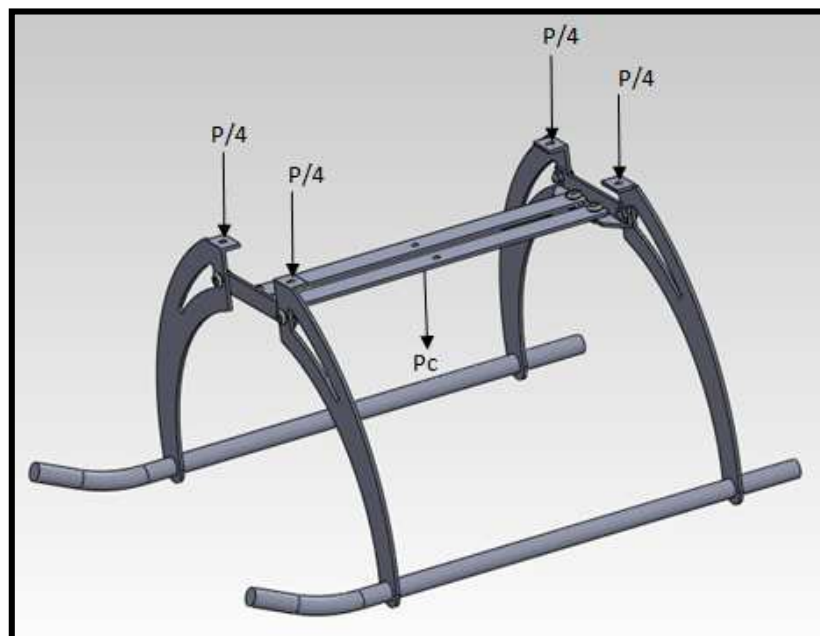


Figura 73. Fuerzas en el tren de aterrizaje

Una vez ya determinadas las fuerzas a las que está sometido el tren de aterrizaje procedemos a realizar un análisis por elementos finitos (Figura 74).

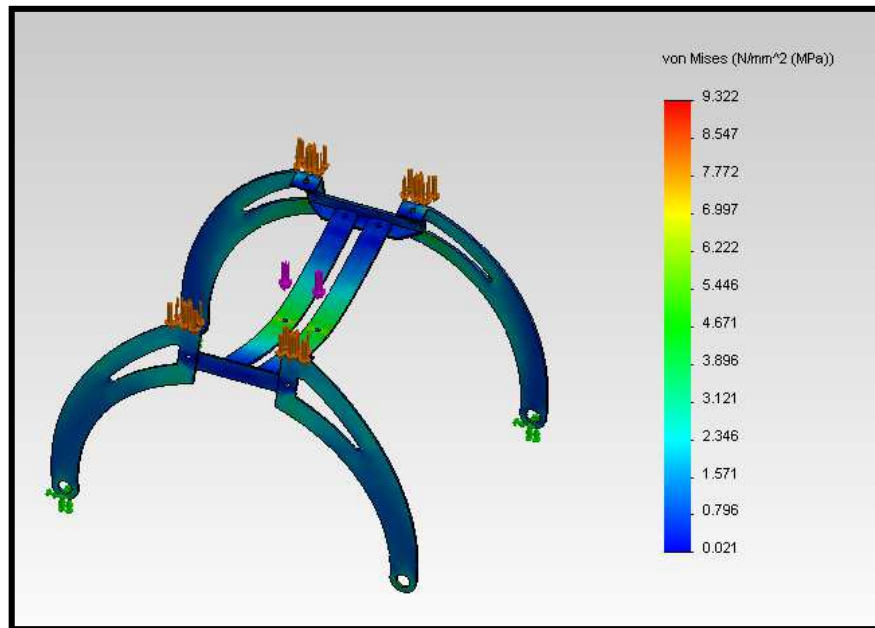


Figura 74. Análisis de esfuerzo de Von Mises en el tren de aterrizaje

Bajo los esfuerzos a los que está sometido el tren de aterrizaje observamos que existen puntos críticos donde se concentren los esfuerzos pero no supera el límite de fluencia del material. Además el siguiente gráfico (Figura 75) muestra los factores de seguridad en los puntos con mayores esfuerzos.

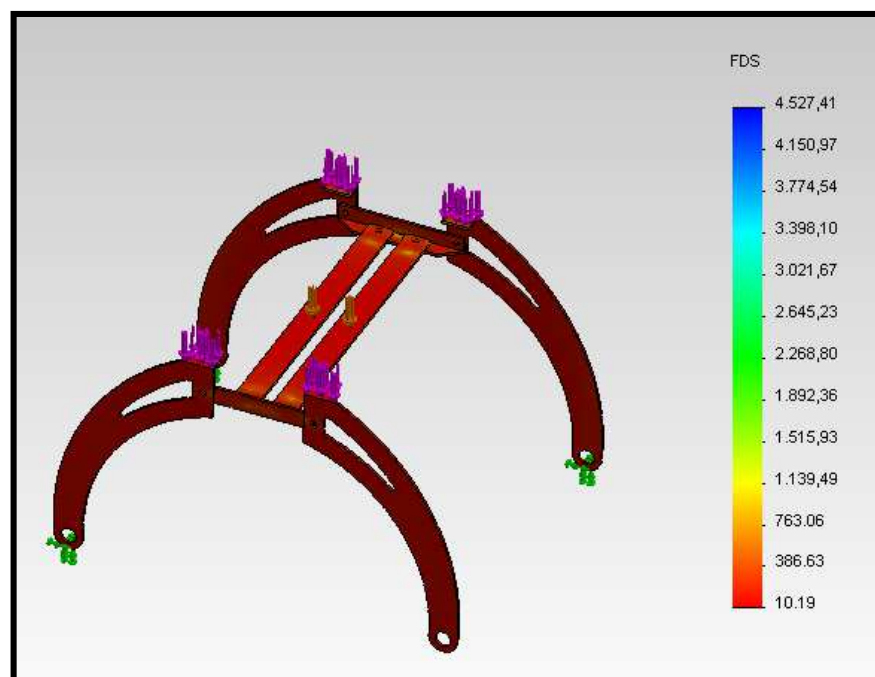


Figura 75. Análisis de factor de seguridad en el tren de aterrizaje

Se observa que en los puntos con mayor concentración de esfuerzos el factor de seguridad es igual a 10,19.

3.3 Selección de los componentes eléctricos y/o electrónicos

3.3.1 Batería

Los motores sin escobillas (Brushless) permiten que se consiga un gran rendimiento y una gran potencia a cambio de un gran consumo. Debido a esto, se debe utilizar baterías Li-Po o de polímero de litio (Figura 76), que son baterías con poca densidad de energía en comparación con otras pero con una característica única, pueden entregar muchísima potencia. Nuestro motor necesita una batería de entre 2 a 4 celdas, por lo que se utilizará una de marca Turnigy de 3 celdas (11.1 V) y 2200 mAh. Las principales especificaciones técnicas se muestran en la Tabla 12.



Figura 76. Batería de Polímero de litio de 3 celdas

Tabla 12

Especificaciones de la batería LiPo

DETALLE	ESPECIFICACIÓN
Tipo	Batería de Polímero de litio
Modelo	Turnigy 2200 mAh 3S
Capacidad	2200 mAh
Configuración	3 celdas
Voltaje nominal	11.1 voltios
Tasa de carga	3C
Tiempo de vuelo estimado	6 – 8 minutos
Peso	188 gramos

Fuente: (Turnigy, 2015)

Un importante valor a tener en cuenta es la corriente que se puede exigir a la batería. El voltaje nominal es un valor muy importante también a considerar, pues la batería no debería disminuir su potencial en menos de 11.1 V para prolongar su vida útil, es decir que a partir de su carga máxima de 12.6 V se disponen de aproximadamente 1.5 V para el vuelo, que en función del consumo del motor y la circuitería incorporada se determinará el tiempo de vuelo máximo.

A continuación determinaremos el tiempo teórico que durará la batería mientras el helicóptero esté en uso (Ecuación 3.15).

$$Tiempo = \frac{Capacidad\ de\ descarga}{Velocidad\ de\ descarga} \quad Ec. 3.15$$

3.3.1.1 Capacidad de Descarga

La capacidad de descarga es la cantidad de amperios que la batería nos entrega en una hora de uso.

Para nuestro caso tenemos una capacidad de 2200mAh

$$Capacidad\ de\ Descarga = \frac{(2200mAh)}{1000} * 60min$$

$$Capacidad\ de\ Descarga = 132\ A.\ min$$

3.3.1.2 Velocidad de Descarga

La conocida velocidad de descarga (Ecuación 3.16), podríamos definirla como la rapidez con la que la batería se puede descargar de forma segura, es decir, la cantidad de amperios que la batería nos puede suministrar durante una hora de forma continuada, y que normalmente viene expresada en referencia a su capacidad, como 15C, 20C, 30C, etc. Para nuestro caso tenemos una batería 10C.

$$Velocidad\ de\ Descarga = C \times Ah \quad Ec. 3.16$$

$$Velocidad\ de\ Descarga = 10 \times 2.2A$$

$$\text{Velocidad de Descarga} = 22 \text{ A}$$

$$\text{Tiempo} = \frac{\text{Capacidad de descarga}}{\text{Velocidad de descarga}}$$

$$\text{Tiempo} = \frac{132 \text{ A} \cdot \text{min}}{22 \text{ A}}$$

$$\text{Tiempo} = 6 \text{ min}$$

3.3.2 Controlador electrónico de velocidad (ESC)

A partir del valor de descarga máxima de la batería Li-Po se debe seleccionar un controlador electrónico de velocidad que abastezca energía al motor, al circuito electrónico, y por supuesto permita el consumo de corriente calculado. Además la corriente máxima del motor no debe superar la del ESC, pues este podría quemarse. Se ha escogido un controlador electrónico modelo RCE-BL70G (Figura 77), ya que la corriente máxima que soporta es de 70 amperios, lo que satisface el consumo de corriente. Es importante notar que este dispositivo cuenta con un circuito eliminador de batería (BEC – Battery Eliminator Circuit) que brinda una salida de voltaje DC de 5 a 6 voltios para alimentar el circuito electrónico de control, y posee un terminal para el control de velocidad del motor brushless.



Figura 77. Controlador electrónico de velocidad RCE-BL70G

Este dispositivo ESC, además de permitir el control electrónico de velocidad del motor ofrece una ayuda importante con respecto a la batería. Debido a que las baterías de polímero de litio no deben disminuir su potencial por debajo de su voltaje nominal (en este caso sería de 11.1 V), cuando el ESC detecta que el voltaje suministrado está llegando al límite predeterminado, el controlador disminuye la entrada de potencial que llega al motor para evitar que la batería disminuya por debajo de dicho límite y esta se dañe. A consecuencia de esto el motor reducirá sus revoluciones, por lo que se debe tener cuidado de no llegar a este punto de descarga pues podría provocarse un accidente. En la Tabla 13 se presentan las especificaciones técnicas a considerarse con respecto al ESC.

Tabla 13

Especificaciones del controlador electrónico de velocidad

DETALLE	ESPECIFICACIÓN	
Modelo	RCE-BL70G	
Corriente continua	70 A	
Corriente pico	110 A – 5 segundos	
Entrada de voltaje	5.5 – 25.2 V (2-6S Li-Po)	
Salida BEC	Voltaje de salida: 5-6 voltios ajustable Corriente continua: 3A Corriente pico: 5A	
Máximo RPM	2 polos: 190,000 RPM	6 polos: 630,000 RPM
Dimensiones	65x31x18 mm	
Peso	72 g	

Fuente: (FreakWare, 2014)

3.3.3 Módulos para la transmisión por radio-frecuencia

El envío y recepción de datos entre el control remoto y la aeronave debe realizarse en forma inalámbrica. Para este propósito se han escogido dispositivos XBee para la transmisión por radio frecuencia, principalmente por las siguientes características:

- El dispositivo cuenta con un micro controlador interno para eliminar datos “basura”.
- La señal es filtrada en el dispositivo para eliminar ruidos e interferencias.
- Tiene su propio protocolo de comunicaciones.
- Cada dispositivo es programado con un “nombre propio”, con lo que se asegura que los datos lleguen al módulo correcto.
- La desventaja es que su precio es relativamente elevado.

Los principales datos técnicos de los módulos XBee de radio frecuencia se muestran en la Tabla 14.

Tabla 14

Especificaciones de los módulos de radio frecuencia

DETALLE	ESPECIFICACION
Modelo	XBee-PRO S2B
Rango en interiores	Hasta 60 m
Rango con línea-de-visión en exteriores	Hasta 1500 m
Voltaje de alimentación	2.7 – 3.6 V
Banda de frecuencia	ISM 2.4 GHz
Sensibilidad del receptor	-102 dBm
Potencia al transmitir	63 mW (+18 dBm) 10 mW (+10 dBm)
Canales para transmitir	16 canales
Tasa de datos en RF	250000 bps
Tasa de datos de la interfaz serial	1200 bps – 1 Mbps
Dimensiones	24.3x32.9 mm
Temperatura de operación	De -40 a 85 °C, 0-95% de humedad sin condensación

Fuente: (Digi International, 2014)

Estos módulos XBee para radio frecuencia (Figura 78) deben ser programados y configurados individualmente, como se detallará posteriormente.



Figura 78. Módulo XBee-PRO S2B para radio frecuencia

3.3.4 Cámara

En el mercado se encuentran diversos tipos de cámaras para video vigilancia, pero cada tipo de cámara tiene sus ventajas y desventajas, además se debe elegir una cámara liviana ya que el helicóptero debe ser capaz de volar con este peso adicional.

Debido a que las características de este dispositivo están en función de los requerimientos del usuario final, se utilizará una cámara wireless pequeña de transmisión de video en tiempo real para las pruebas respectivas (Figura 79). En caso de requerirse un dispositivo con diferentes funcionalidades como puede ser una cámara térmica o una cámara infrarroja, podrá ser instalada posteriormente, ya que el diseño de la aeronave fue realizado para soportar un peso extra referente a la cámara deseada.



Figura 79. Cámara Wireless

Esta cámara además cuenta con 8 canales de transmisión wireless, los cuales se los puede seleccionar eligiendo la mejor frecuencia de acuerdo a la calidad de imagen. A continuación se detalla la configuración con el Dip-Switch (Figura 80).

Canal 1 5,705 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	Canal 5 5,855 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3
Canal 2 5,685 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	Canal 6 5,905 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3
Canal 3 5,665 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	Canal 7 5,925 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3
Canal 4 5,645 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	Canal 8 5,945 Ghz <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3	<input type="checkbox"/> ON <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> 1 2 3

Figura 80. Canales para envío de video en tiempo real

Fuente: (Walkera, 2015)

Finalmente se presenta una tabla resumen (Tabla 15) de todos los componentes eléctricos y electrónicos seleccionados para el helicóptero.

Tabla 15

Resumen de componentes eléctricos y/o electrónicos

COMPONENTE	ESPECIFICACIÓN
Batería	Li-Po Turnigy 2200 mAh 11.1V
Controlador electrónico de velocidad	70 Amp – BEC: 5-6 VDC
Módulos de radio frecuencia	XBee-PRO S2B 1500m de alcance
Cámara	Wireless para video en tiempo real

3.4 Diseño de los Circuitos Impresos

Para el diseño de las placas electrónicas es necesario especificar que se necesitan construir 2 circuitos impresos, uno deberá estar colocado en el helicóptero y otro en el control remoto.

3.4.1 Diseño del Circuito Impresos para el Helicóptero

El helicóptero deberá contar con una placa electrónica capaz de integrar todos los elementos como actuadores, sensores, microcontroladores y transmisores de radio frecuencia. Además se debe tener en cuenta que esta placa solo maneja niveles de voltaje de control 5V ya que no existen elementos de potencia a esta placa integrada. Cabe recalcar que el motor brushless va conectado directamente desde el ESC y para controlar la potencia del motor se lo hace por medio de PWM con el Arduino Nano.

A continuación detallaremos los elementos que componen el circuito electrónico del helicóptero (Tabla 16).

Tabla 16

Elementos de la placa de circuito impreso del helicóptero

Elemento	Cantidad
Arduino Nano	1
Servomotores	4
MPU 6050	1
K-bar	1
ESC	1
Xbee	1

A continuación se detallan los elementos y sus conexiones (Figura 81).

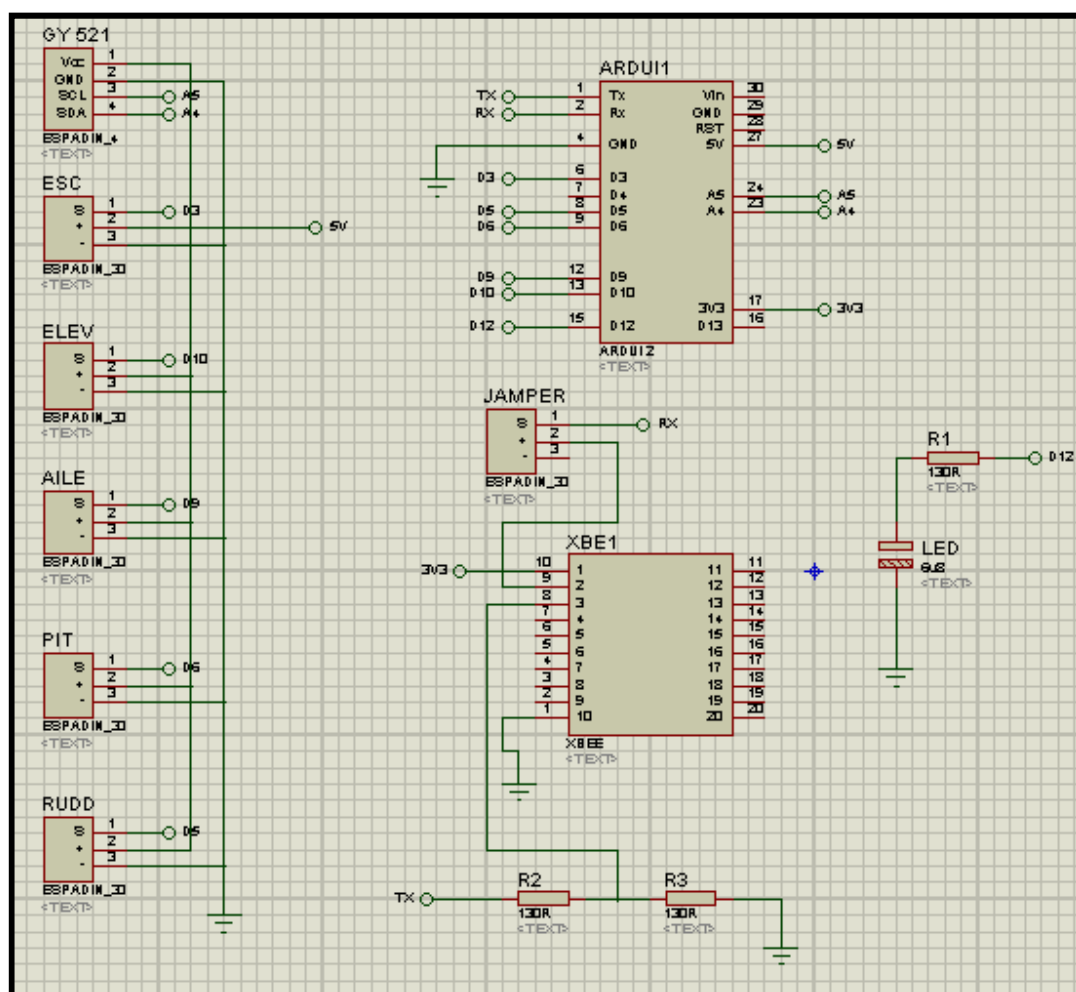


Figura 81. Diseño de conexiones de elementos electrónicos del helicóptero

Donde:

GY 521 → Espadines para el socalos de polarización del MPU 6050 además de dos pines para la comunicación I2C entre el MPU y el Arduino

ESC → Espadines para el socalos de polarización del circuito que viene desde el ESC y un pin para el control de PWM para la potencia del motor

ELEV → Espadines para lo socalos del servomotor elevador.

AILE → Espadines para lo socalos del servomotor Aileron.

PIT → Espadines para lo socalos del servomotor PITCH.

RUD → Espadines para lo socalos del servomotor Rudder para control de incidencia de la cola.

ARDUI1 → Es la distribución de pines para el Arduino.

XBE1 → Distribución de pines para el módulo de Radiofrecuencia Xbee.

En base a la distribución de pines de la Figura 3.44 se realiza el diseño del circuito impreso (Figura 82).

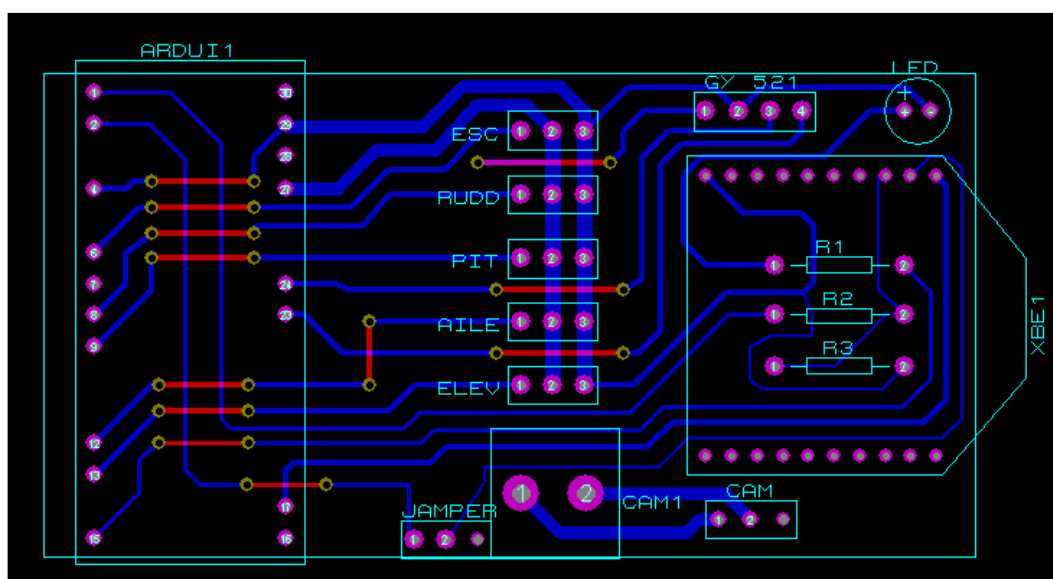


Figura 82. Diseño del PCB del helicóptero

3.4.2 Diseño del Circuito Impreso para el Control Remoto

Para el control remoto se usará la carcasa de un control de simuladores de vuelo para helicóptero a radiofrecuencia ya que cuenta con 2 joystick acoplados a potenciómetros, que nos permitirán realizar todos los movimientos del helicóptero además de 2 Switch para prendido y apagado del control, y un interruptor para prender y apagar el Motor del helicóptero (Figura 83).

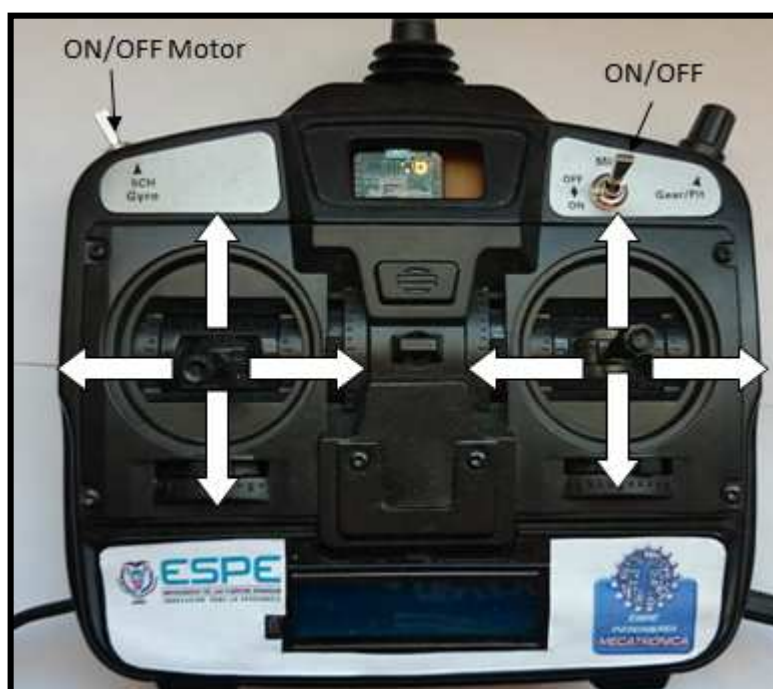


Figura 83. Carcasa para el control remoto

Una vez seleccionada la carcasa del control que usaremos procedemos a medir las dimensiones interiores para realizar el diseño del circuito impreso. En el interior de la palanca encontramos un compartimiento de 80x100mm, así que la placa no debe ser mayor a estas dimensiones.

A continuación detallaremos los elementos electrónicos que componen esta placa (Tabla 17)

Tabla 17

Elementos de la placa de circuito impreso del control remoto

Elemento	Cantidad
Potenciometros	4
LCD	1
Arduino Nano	1
Xbee	1
Switch	2
Xbee	1

A continuación se detalla la distribución de pines y la configuración de conexiones (Figura 84).

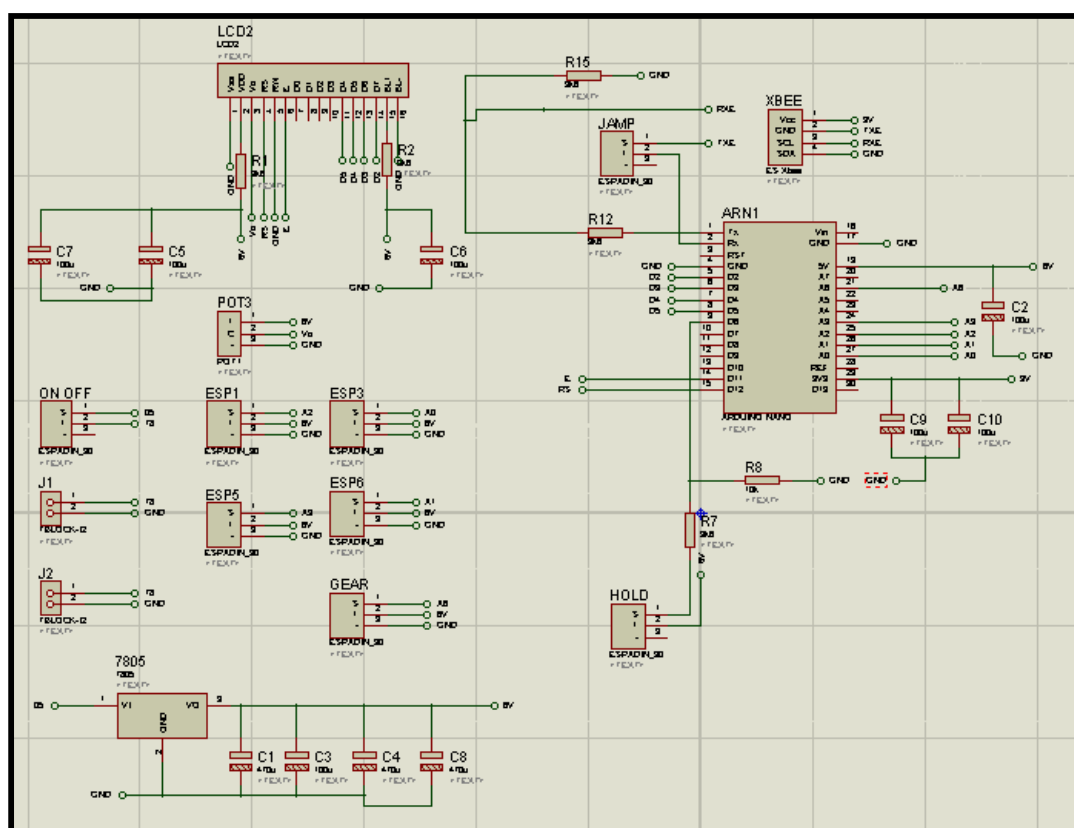


Figura 84. Diseño de conexiones de elementos electrónicos del control remoto

En base a la distribución de pines de la Figura 3.47 se realiza el diseño del circuito impreso (Figura 85). Cabe mencionar que es necesario construir dos placas en el control ya que necesitamos ubicar al módulo XBee en una posición más cerca de la carcasa para que su antena salga fuera del control y no haya interferencia de señales (Figura 86).

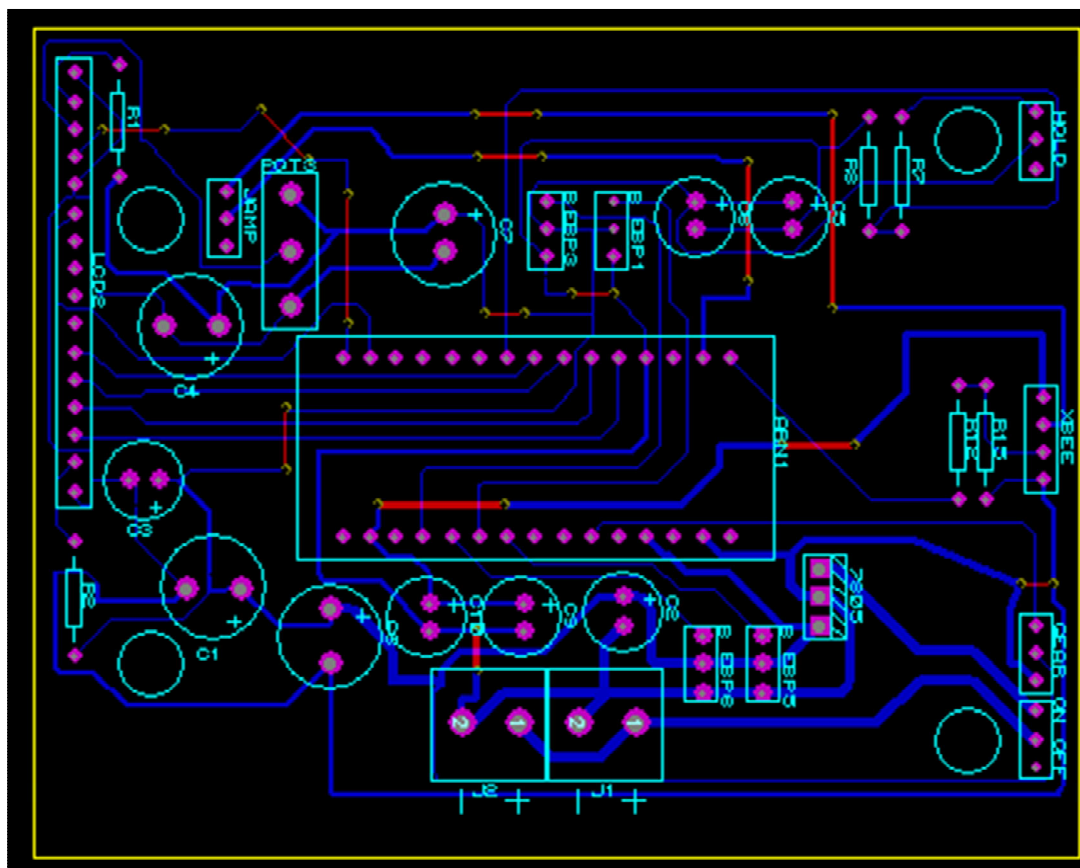


Figura 85. Diseño del PCB del control remoto – nivel 1

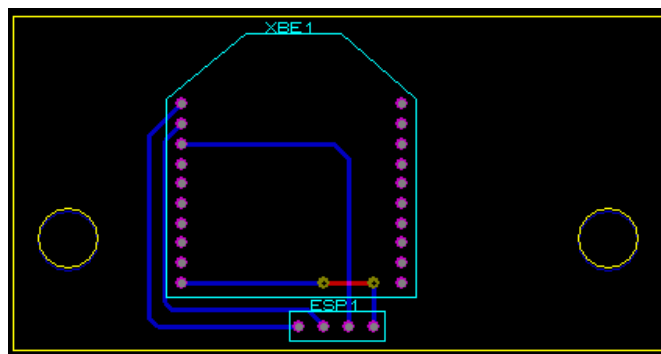


Figura 86. Diseño del PCB del control remoto – nivel 2

3.5 Diseño de los componentes del sistema de Control

El sistema en general presenta las siguientes variables de entrada (botones y potenciómetros en el control remoto):

- 4 Análogos correspondientes a los 4 ejes de los dos stick del control remoto, que controlarán los servomotores.
- 8 Trims (niveladores incorporados en las palancas o sticks) para nivelación del plato cíclico principal y de cola.
- 1 Botón Digital para activar y desactivar el motor.

Los actuadores de este sistema son el motor brushless y los 4 servomotores implementados en el helicóptero, mientras que para desarrollar el control se utilizará la barra de vuelo (flybar) y sensores de inclinación o de ángulos de navegación, posteriormente detallados. Además se incorpora una cámara a bordo para monitoreo con video en tiempo real.

El sistema de control se puede dividir en dos subsistemas para su mejor entendimiento. Por un lado se utilizará la barra de vuelo para la estabilización del helicóptero en cuanto al plano horizontal (Figura 87), pues su función principal es suavizar la respuesta del rotor principal ante los cambios del plato cíclico, y procurar la estabilización de la “dirección vertical” del rotor, debido a que genera un efecto giroscópico.



Figura 87. Flybar o barra de vuelo para el sistema de control

El flybar permite utilizar un sistema de control en lazo abierto, mostrado en la Figura 88.

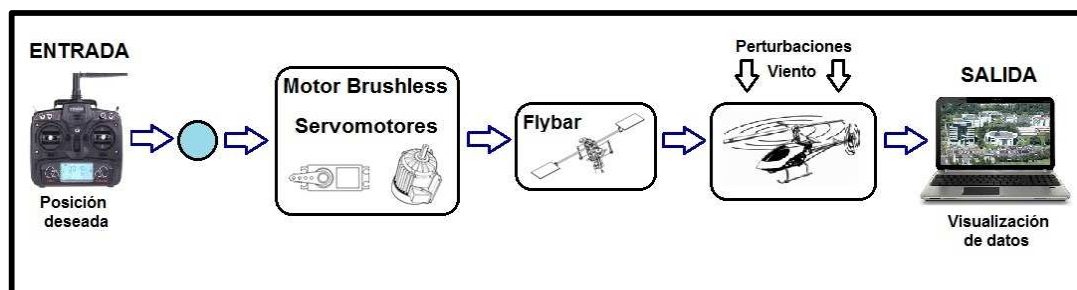


Figura 88. Sistema de control en lazo abierto

El segundo subsistema es un control en lazo cerrado, mediante el uso de acelerómetro y giroscopio electrónicos que funcionan como sensores de inclinación con respecto a la orientación del helicóptero, permitiendo controlar los movimientos de la aeronave. A continuación se presenta diagrama del sistema de control en lazo cerrado (Figura 89).

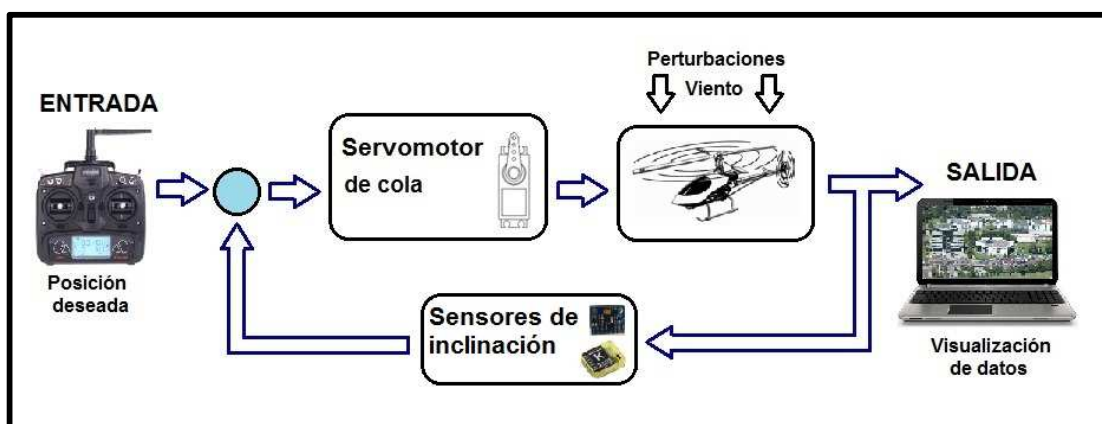


Figura 89. Sistema de control en lazo cerrado

Al combinar los dos subsistemas de control, complementando el autocontrol mecánico proporcionado por el flybar y el control electrónico con los sensores de inclinación, se obtiene el sistema de control total a implementar en la aeronave. En la Figura 90 se muestra el sistema de control en general:

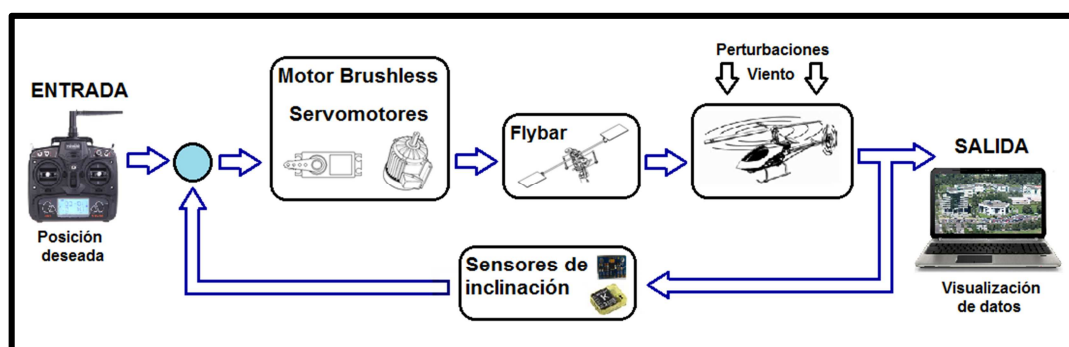


Figura 90. Sistema de control para la aeronave

3.5.1 Microcontrolador para la aeronave y para el control remoto

Debido a su tamaño y peso reducido, por la filosofía de *open source* y también gracias a que el costo es accesible, se ha decidido utilizar como microcontrolador un ATmega328 que viene incorporado en el llamado Arduino Nano, tanto para el helicóptero como para la aeronave. Esta plataforma es muy popular actualmente y existe una gran cantidad de información, facilitando las tareas para la programación. Además la capacidad de cálculo es suficiente para la aplicación de la aeronave. Las principales características a tomar en cuenta se presentan en la Tabla 18.

Tabla 18

Especificaciones del micro-controlador

DETALLE	ESPECIFICACION
Microcontrolador	Atmel ATmega328
Modelo	Arduino Nano
Voltaje de operación	5 V
Pines digitales	14 (6 con salida PWM)
Pines análogos	8
Velocidad de reloj	16 MHz

Fuente: (Arduino, 2014)

3.5.2 Sensores de inclinación o de ángulos de navegación

Se pueden distinguir tres principales ángulos a considerar al momento de maniobrar una aeronave no tripulada, estos son más conocidos por sus nombres en inglés: Roll (balance), Pitch (cabeceo) y Yaw (guiñada), los cuales se muestran en la Figura 91:

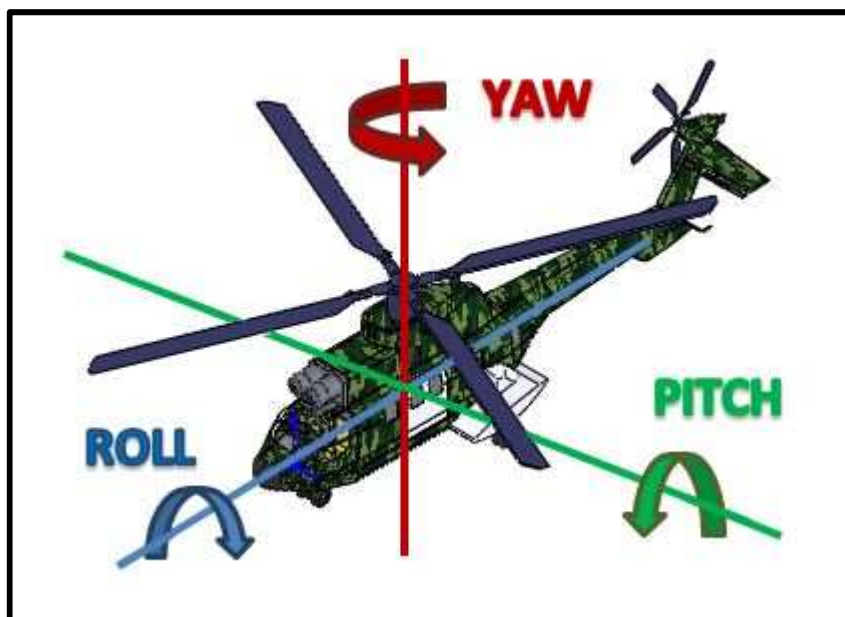


Figura 91. Ángulos para la orientación de la aeronave

Existen varias formas de obtener una medición de los mencionados ángulos para la navegación del helicóptero, como pueden ser unos dispositivos termo eléctricos que convierten energía térmica en eléctrica llamados termopilas, cuyo principal inconveniente está en que necesitan siempre la referencia del horizonte, lo que limita el área de vuelo. Otras formas de obtener los ángulos de orientación son el uso de cámaras especiales para comparar cada fotograma, cuyo uso está marcado por un costo elevado y una capacidad de cómputo mayor.

Una forma muy usada actualmente para la obtención de los ángulos de navegación en aeronaves no solo de radio-control sino también tripuladas, es el uso de dispositivos que incorporan acelerómetros y giroscopios, cuyo uso conjunto permite una medición bastante adecuada y precisa, además de que actualmente se fabrican mediante el uso de MEMS (Sistemas Micro

Electro Mecánicos), lo que hace muy interesante su uso por su peso y tamaño reducidos.

El acelerómetro es un dispositivo que utiliza la gravedad o aceleración en la tierra para, a través de mediciones de aceleración, detectar un cambio de orientación. El problema es que estos elementos son muy sensibles a vibraciones, aunque mantienen una medición precisa del ángulo requerido.

Por su parte, el giroscopio mide la velocidad con que varía un ángulo con respecto a un plano, por lo que será necesario integrar este valor para obtener el ángulo de inclinación. El problema de los giroscopios está en que se produce en ellos un fenómeno conocido como deriva, que hace que la medición del ángulo sea inestable cuando el giroscopio se encuentra en una posición fija por un período relativamente largo de tiempo.

La solución está en combinar las mediciones de estos dos dispositivos para así compensar la sensibilidad a las vibraciones del acelerómetro y evitar la deriva en el tiempo propia del giroscopio. Existen diferentes tipos de dispositivos que combinan acelerómetros y giroscopios en un solo chip o placa electrónica, que permiten hasta 9 GDL (grados de libertad), pues incorporan un acelerómetro, un giroscopio y un magnetómetro en 3 ejes diferentes. A estas placas se las conoce como IMU o unidad de medición inercial, muy utilizadas actualmente en el mundo del control por radio frecuencia en aviones y helicópteros. (Retana Pérez & Vargas Moreno, 2010)

Se ha seleccionado una IMU MPU6050 desarrollada para la plataforma Arduino, pues al basarse en la filosofía “open source” o código abierto, facilita la recopilación de información y su posterior programación. A continuación se presentan las principales características de la IMU escogida (Tabla 19).

Tabla 19

Especificaciones de la unidad de medición inercial

DETALLE	ESPECIFICACION
Modelo	MPU6050 GY-521
Grados de libertad	3 GDL
Voltaje de operación	2.375V - 3.46V
Interfaz serial compatible	I ² C

Fuente: (InvenSense Inc., 2013)

Debido a que la barra de vuelo (flybar) incorporada en el rotor principal ayuda mecánicamente en la estabilización de los ángulos Pitch y Roll, se necesita un mayor equilibrio de la aeronave en cuanto a su rotación, es decir su ángulo Yaw o de guiñada por medio de un dispositivo electrónico de medición para este ángulo de navegación. Un factor importante a considerar para decidir está en las vibraciones generadas por el motor brushless, ya que al girar a altas revoluciones causará cierta alteración en los sensores. Por este motivo se optó por utilizar un dispositivo que solo utilice un giroscopio que no es tan sensible a vibraciones como un acelerómetro, como es el caso del mini K-Bar programable por computador, cuyas principales características se resumen en la Tabla 20.

Tabla 20

Especificaciones del giroscopio electrónico

DETALLE	ESPECIFICACION
Modelo	Giroscopio Mini K-Bar
Grados de libertad	3 Ejes
Voltaje de operación	5 V
Características	Programable por PC Conexión directa a servomotores

Fuente: (VStabi, 2014)

3.6 Selección del software necesario

Se requieren diferentes programas para las distintas partes a desarrollar en el proyecto, como son: diseño y simulación de partes mecánicas y electrónicas, programación de los dispositivos electrónicos (micro controladores, módulos de radio frecuencia, giroscopio), y adquisición de datos. A continuación se brinda un pequeño detalle de cada software a utilizar:

- **SolidWorks:** se realizará el diseño CAD y simulación de cargas y esfuerzos, y también se verificarán los subsistemas mecánicos para evitar que los elementos lleguen a fallar.
- **AutoCad:** en este software se realizarán planos para el diseño del helicóptero y sus componentes.
- **Proteus – Isis:** nos permitirá diseñar y verificar el funcionamiento de circuitos, para su posterior implementación en una placa de circuito impreso.
- **Proteus – Ares:** Diseño de las placas de circuito impreso tanto para el helicóptero como para el control remoto, a partir del diseño previo en Isis.
- **Fritzing:** se esquematizarán los diferentes circuitos electrónicos de una forma gráfica agradable y que permite un fácil entendimiento de cómo están ubicados los componentes electrónicos de cada circuito.
- **Arduino:** se utilizará para la programación de los micro controladores, tanto el del control remoto como el que va en la aeronave. Es un software muy versátil debido a que maneja la filosofía '*open source*' o código libre, por lo que existe mucha información y programas base para desarrollar aplicaciones diversas.
- **X-CTU:** necesario para la programación de los módulos XBee de radio frecuencia, donde se pueden programar las características necesarias para la comunicación entre dispositivos como velocidad de transmisión, bits de datos, etc. Además permite asignar un nombre diferente a cada dispositivo para formar una red de comunicación.

- **VStabi:** software específico para la programación del giroscopio.
- **LabView:** potente software con múltiples aplicaciones en el área de la ingeniería, utilizado para probar los datos enviados desde el giroscopio electrónico.
- **Honestech:** se utilizará para obtener la imagen de video en tiempo real en una laptop.

CAPITULO IV

IMPLEMENTACION

En este capítulo se presenta el orden en el que se ensamblaron los componentes mecánicos y electrónicos para la implementación del helicóptero, a la vez que se presentan como fueron fabricadas ciertas piezas específicas. Además se detallan la disposición y conexiones de los circuitos electrónicos, y la configuración y programación de los dispositivos electrónicos como son módulos de radio frecuencia, microcontroladores y sensores.

4.1 Implementación de la aeronave no tripulada

En primer lugar se juntaron las piezas que conforman el cuerpo del helicóptero, que cumple la función de estructura de soporte y protección de los distintos elementos mecánicos – electrónicos que irán a bordo de la aeronave. Las placas que conforman el nivel exterior e inferior de esta estructura fueron fabricadas en aluminio en una Máquina Punzonadora CNC, a partir del diseño CAD presentado en el capítulo anterior. En la Figura 92 se presenta dicha estructura armada, que constituye el cuerpo del vehículo aéreo.

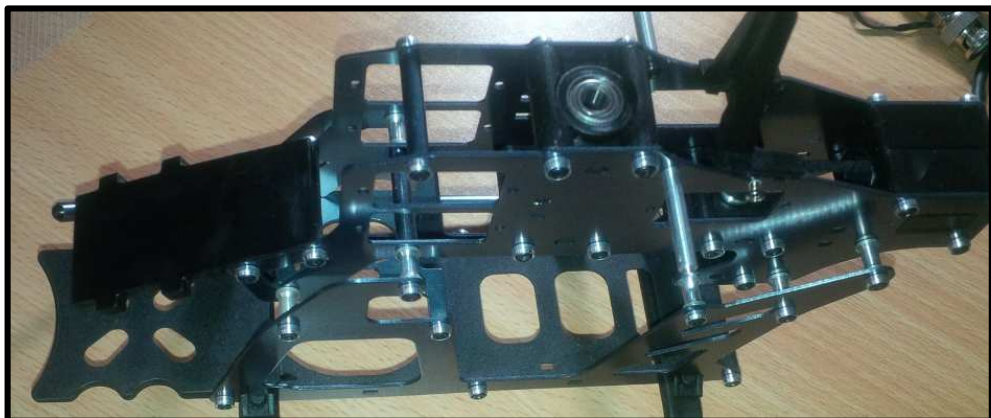


Figura 92. Estructura del helicóptero

El siguiente paso consta de colocar el rotor principal y el rotor de cola con su polea de transmisión que va por dentro del tubo de protección y que

permite la entrega de potencia desde el motor principal hasta el plato cíclico ubicado en la parte posterior (Figura 93).



Figura 93. Rotor principal y rotor de cola – Izq.: rotor principal; Der. Superior: piñón para acople de polea; Der. Inferior: rotor de cola

A continuación se colocan los distintos elementos eléctricos - electrónicos en la estructura del helicóptero (Figura 94), que son:

- Tres servomotores para el rotor principal y uno para el rotor de cola
- Motor brushless con su engrane acoplado al eje del rotor principal y un engrane secundario acoplado a la polea de transmisión de potencia
- Batería en la parte delantera sujeta con correas de ajuste
- Controlador electrónico de velocidad (ESC)
- Placa de control en la parte interna de la estructura
- IMU (unidad de medición inercial) y Giroscopio electrónico sujeto con esponjas para disminuir ruidos generados por vibración

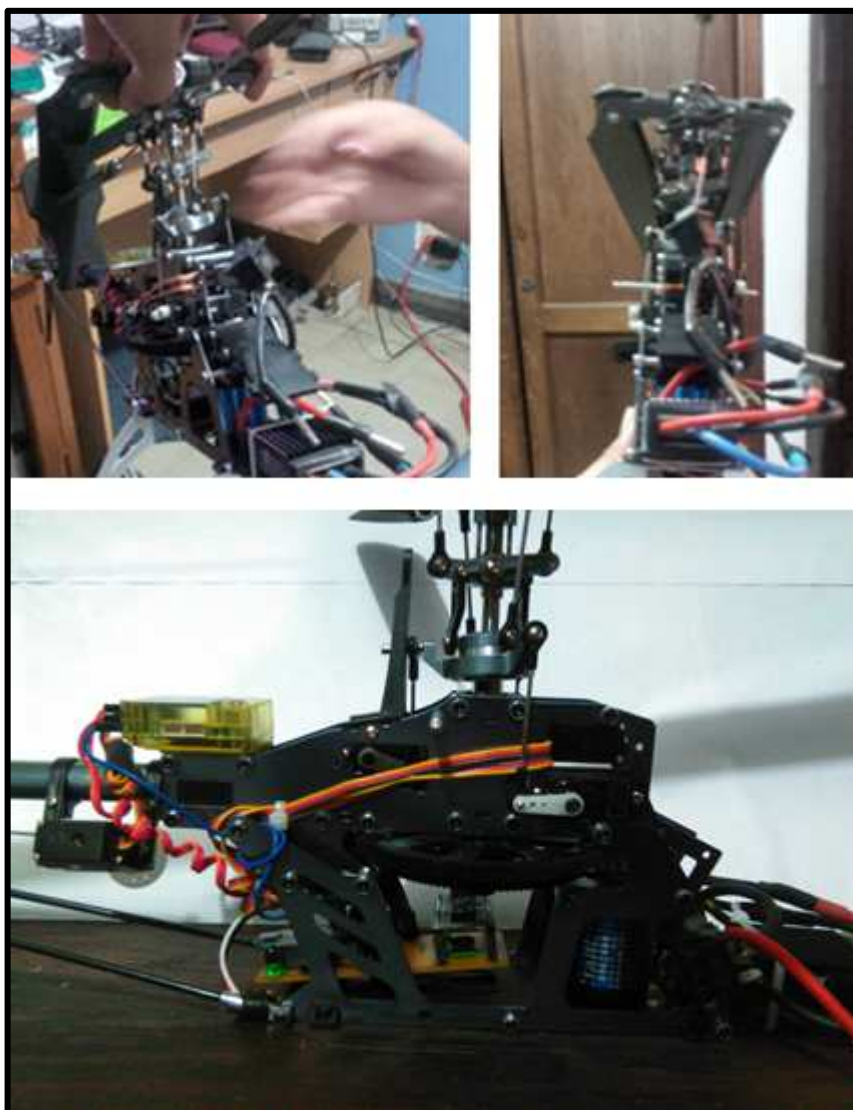


Figura 94. Implementación de componentes varios en la aeronave

Finalmente se adaptó al helicóptero una estructura que sirva para sujetar la cámara a bordo, la cual está ubicada en la parte inferior del tren de aterrizaje y que incluye unos pequeños amortiguadores para eliminar en lo posible las vibraciones generadas (Figura 95). Las piezas de esta estructura fueron fabricadas manualmente a partir de retazos sobrantes de aluminio, lo cual permitió abaratar un poco el costo del desarrollo del proyecto.



Figura 95. Estructura para la cámara a bordo

En la Figura 96 se muestra el helicóptero armado con todos sus elementos a bordo.



Figura 96. Elementos principales del helicóptero

4.2 Implementación de los componentes eléctricos y/o electrónicos

En primer lugar se presentará la implementación del control remoto, y a continuación la del helicóptero.

4.2.1 Implementación electrónica del control remoto

Para la alimentación del control remoto es importante que el voltaje sea lo más constante posible, es decir que no varíe su valor al colocar nuevas pilas o durante la descarga de estas, pues una variación significativa del voltaje representaría un error apreciable en la medición de los valores análogos de los sticks, y su posterior conversión a digital se vería afectada. Para evitar este problema se utiliza un regulador de voltaje 7805, con el cual se asegura obtener 5 voltios de salida.

El control remoto cuenta con los siguientes elementos eléctricos y electrónicos:

- Micro controlador Arduino Nano
- 2 Joysticks (4 entradas análogas)
- Interruptor de activación para el motor (Hold Motor)
- Módulo XBee para la radio frecuencia
- Pantalla LCD 16x2 para visualización de datos
- Pilas o batería para alimentación
- Regulador de voltaje 7805
- Interruptor de ON/OFF general

La implementación electrónica del control remoto se rige de acuerdo al esquema presentado en la Figura 97.

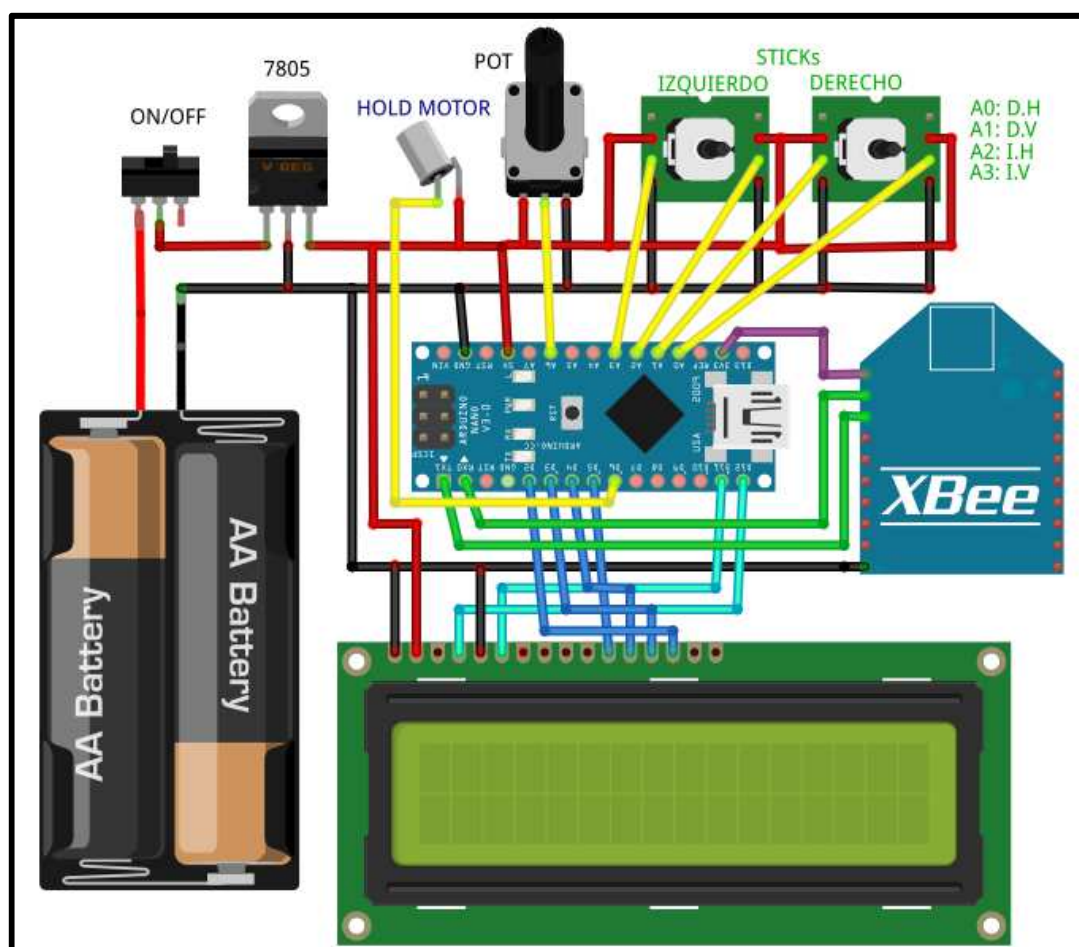


Figura 97. Esquema de conexión electrónica para la implementación del control remoto

Según el esquema de conexión anterior se realizaron los diseños de las placas de circuito impreso para el control remoto como se muestra en las Figuras 98 y 99.

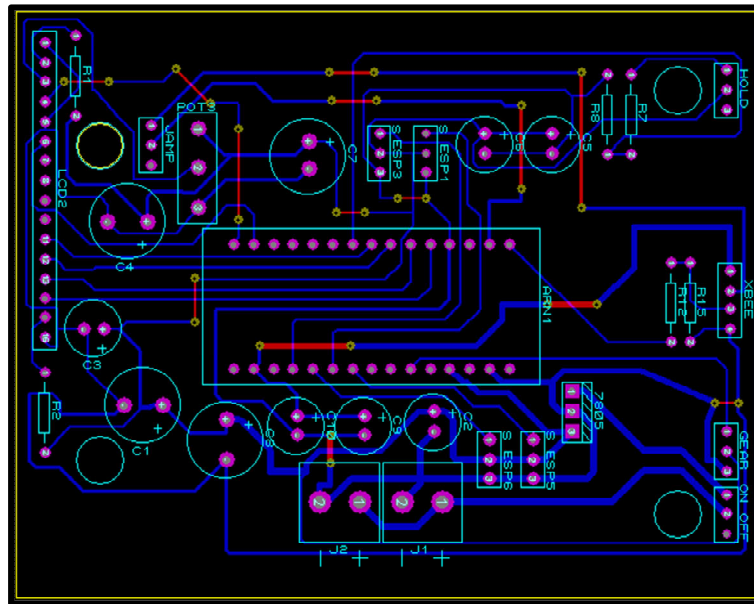


Figura 98. Placa 1 de circuito impreso para el control remoto

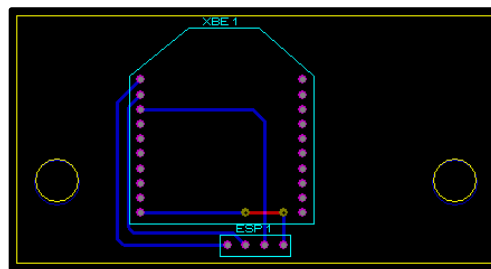


Figura 99. Placa 2 de circuito impreso para el control remoto

En la Figura 100 se muestran las placas electrónicas implementadas en el control remoto de la aeronave.

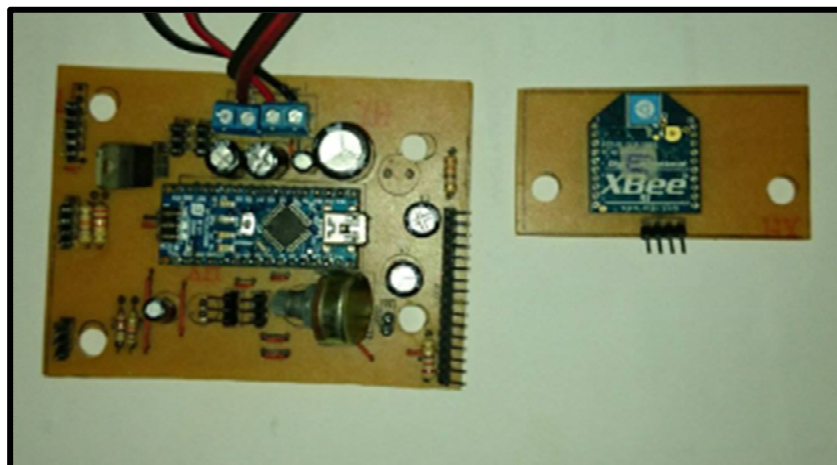


Figura 100. Circuito electrónico para el control remoto

En las Figuras 101 y 102 se aprecia el control remoto ya con las placas electrónicas implementadas, las mismas que fueron adaptadas a una carcasa adquirida de un simulador de vuelo.

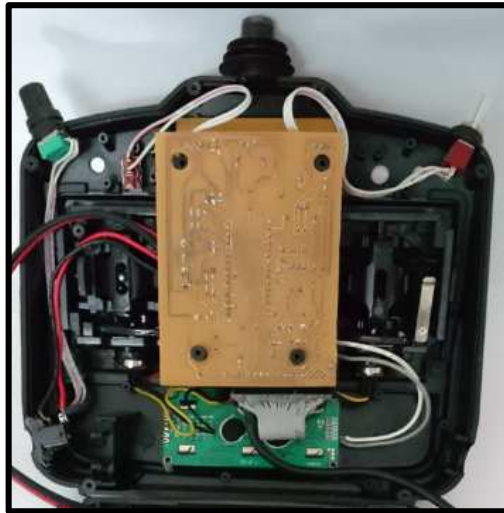


Figura 101. Control remoto implementado (vista interna)



Figura 102. Control remoto implementado

4.2.2 Implementación electrónica en el helicóptero

Los componentes eléctricos y electrónicos presentes en la aeronave son los siguientes:

- Micro controlador Arduino Nano
- Cuatro Servos Digitales
- Motor Brushless

- Control electrónico de velocidad ESC con circuito eliminador de batería BEC con salida de 5V.
- Sensor para ángulo de inclinación KBar
- Unidad de medición inercial - IMU
- Módulo XBee para la radio frecuencia
- Batería de polímero de litio 11.1V 2200mAh.
- Interruptor de ON/OFF general
- Cámara para monitoreo

Debido a que los diferentes componentes eléctricos – electrónicos del helicóptero necesitan diferentes voltajes de alimentación, es necesario hacer una distribución de la alimentación de energía de acuerdo a las fases mostradas en el esquema de la Figura 103.

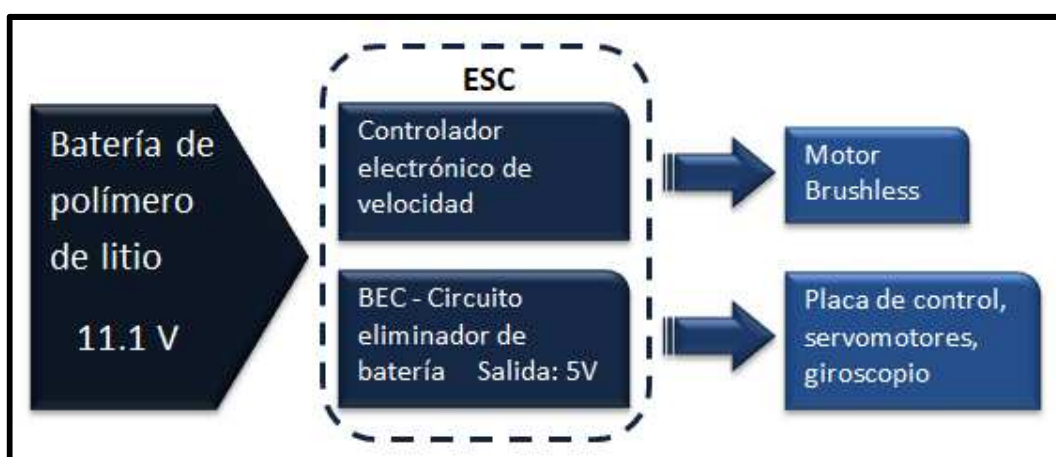


Figura 103. Fases de alimentación de energía para el helicóptero

La implementación electrónica de los elementos del helicóptero se rige de acuerdo a lo dispuesto en la Figura 104, presentada a continuación:

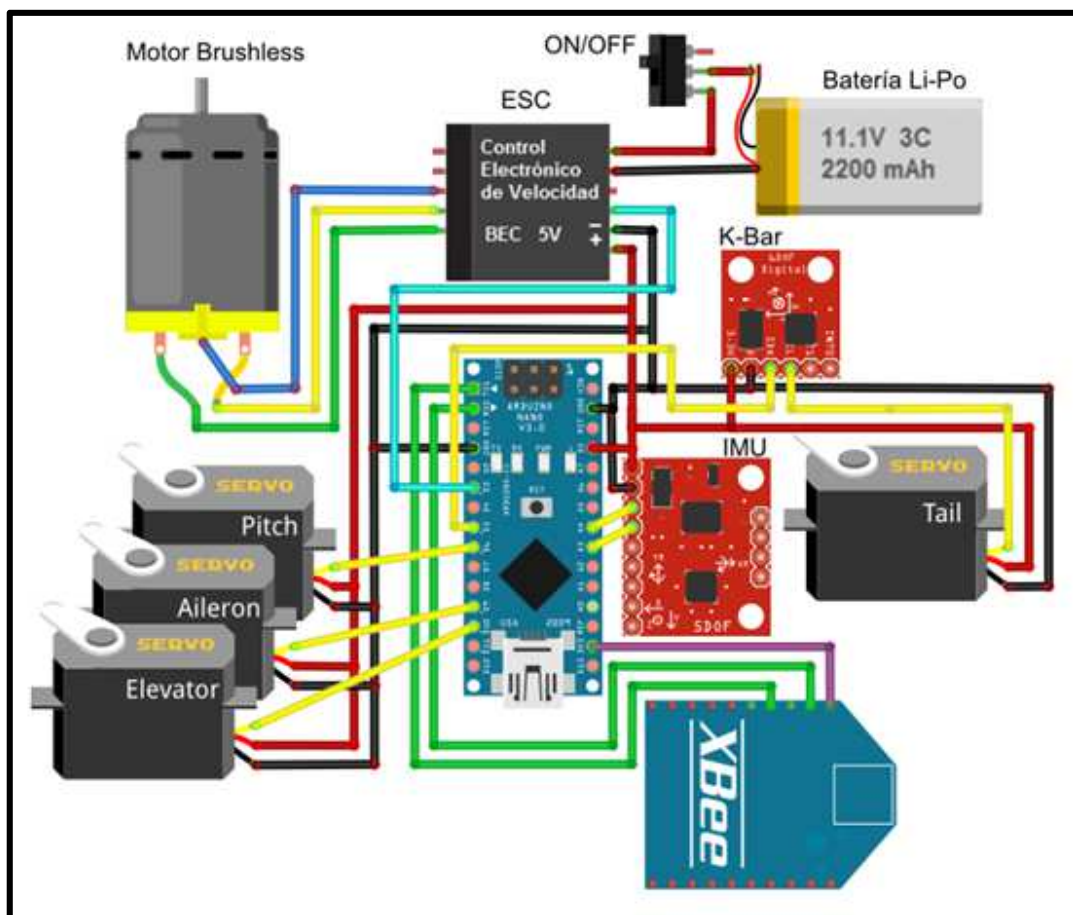


Figura 104. Esquema de conexión electrónico para la implementación en la aeronave

Según el esquema de conexión anterior se realizó el diseño de la placa de circuito impreso para el helicóptero como se muestra en la siguiente gráfica (Figura 105).

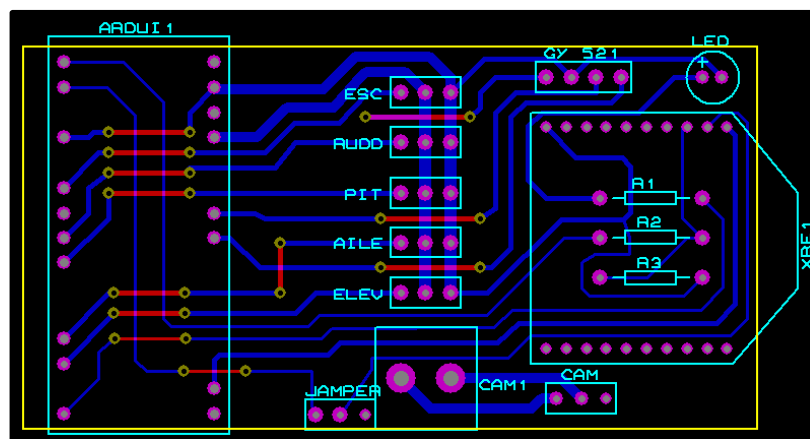


Figura 105. Placa de circuito impreso para el helicóptero

A continuación se muestra la placa de control implementada a bordo de la aeronave (Figura 106).

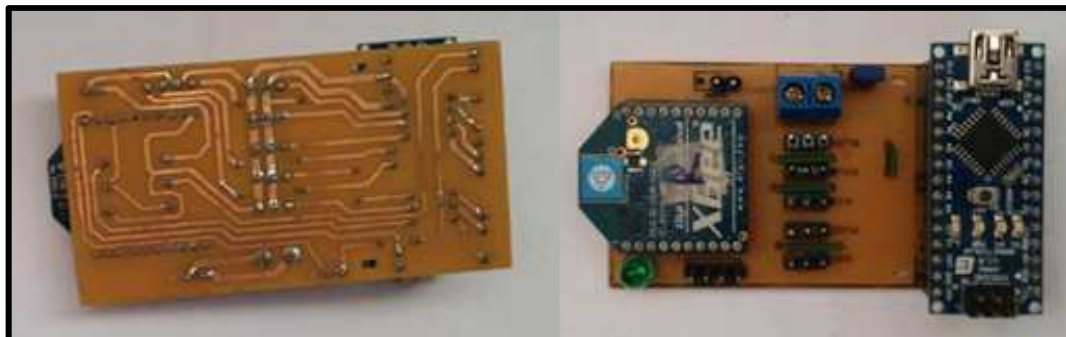


Figura 106. Circuito electrónico para el helicóptero

La placa de control se encuentra ubicada en la parte interna de la estructura del helicóptero. Teniendo en cuenta una consideración muy importante con respecto al controlador electrónico de velocidad ESC, en sus especificaciones se indica que para minimizar posibles interferencias de radio-comunicación inducidas por la conmutación del sistema de alimentación, el dispositivo debería ser instalado a por lo menos 5 cm de distancia del receptor. En nuestro caso del módulo XBee receptor se encuentra a más de 12 cm del ESC. La implementación de la placa de control en el helicóptero se muestra en la Figura 107.

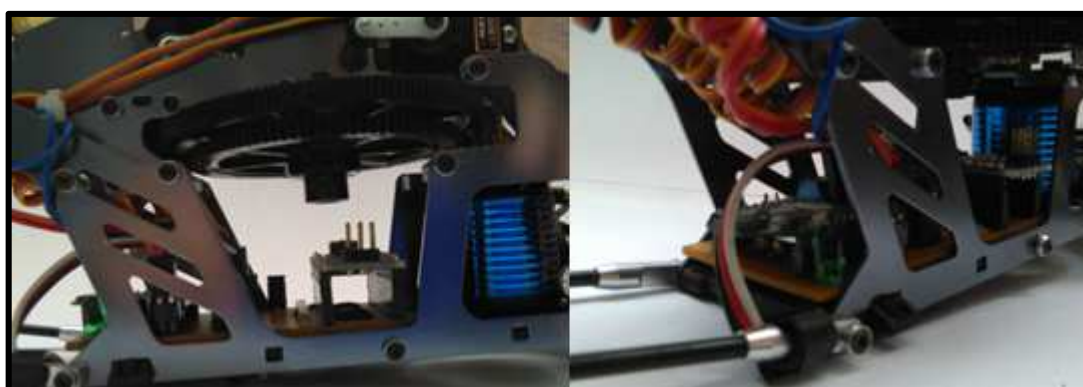


Figura 107. Ubicación de la placa de control en el helicóptero

4.2.3 Implementación de los módulos de radio frecuencia

En cuanto a la comunicación inalámbrica entre el control remoto y el helicóptero, se implementa una red inalámbrica de área personal (wireless personal area network WPAN) de especificación ZigBee, a través del uso de módulos XBee S2B de radio frecuencia a 2.4 GHz. Las principales razones de utilizar estos dispositivos con este tipo de red son:

- Usado en aplicaciones con baja tasa de envío de datos
- Comunicación segura (protocolo de comunicación independiente)
- Bajo consumo de energía
- Fácil implementación
- Permite establecer una topología de red en malla (más de 2 módulos)

Los módulos XBee son programables para poder establecer en cada uno de ellos un “nombre” específico para que puedan comunicarse. Esto se realiza a través del Software X-CTU, mediante la configuración en la pestaña “Modem Configuration”, como se indica en la Figura 108.

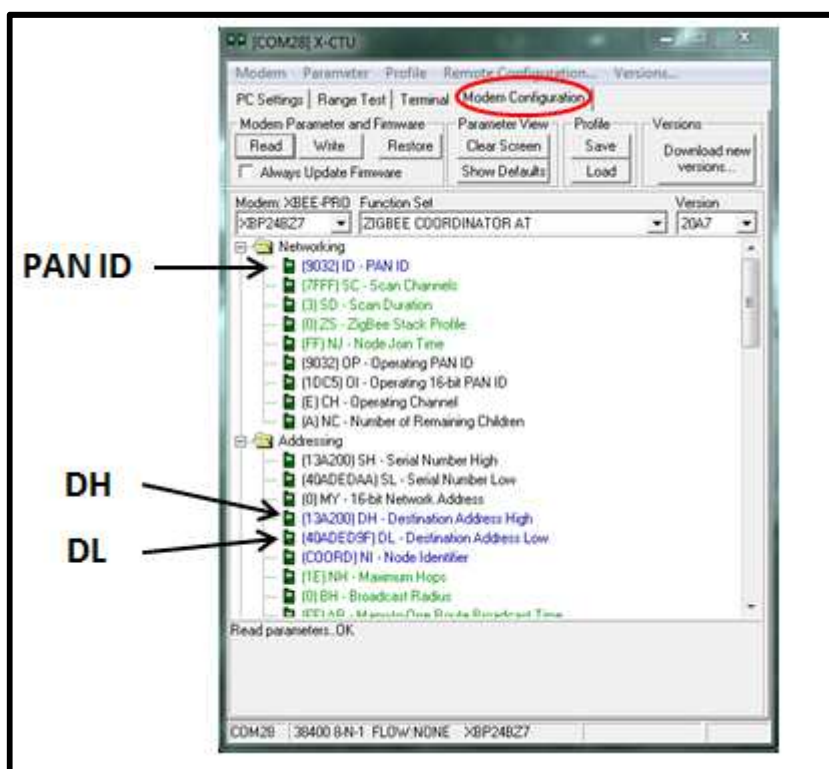


Figura 108. Configuración de direcciones de módulos XBee

- ID – PAN – ID: es la red de trabajo. Se debe colocar el mismo número de 3 o 4 cifras para todos los módulos XBee con los que se va a trabajar.
- DH (Dirección de destino alta): es el número único del tipo de módulo XBee que es el mismo para todos, generalmente 13A200.
- DL (Dirección de destino baja): es el número único del XBee al que se va a transmitir. EL DL y el DH se encuentran en la parte trasera de los módulos.
- BD (Baud Rate): es la velocidad de comunicación, que debe ser igual para todos los XBee. En nuestro caso usamos 38400 baudios (Figura 109)

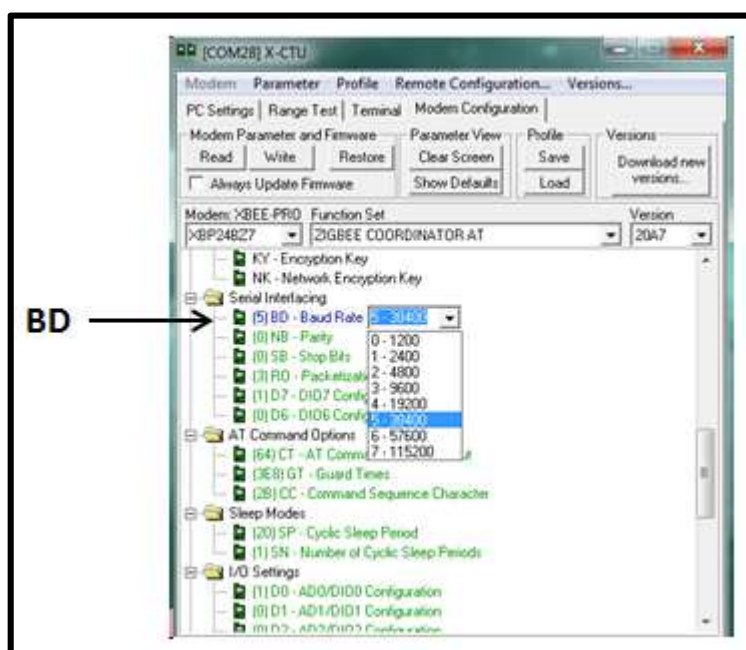


Figura 109. Configuración de la velocidad de comunicación de módulos XBee

Los módulos XBee se programan con un quemador específico para estos dispositivos que permite conexión USB a la PC (Figura 110).

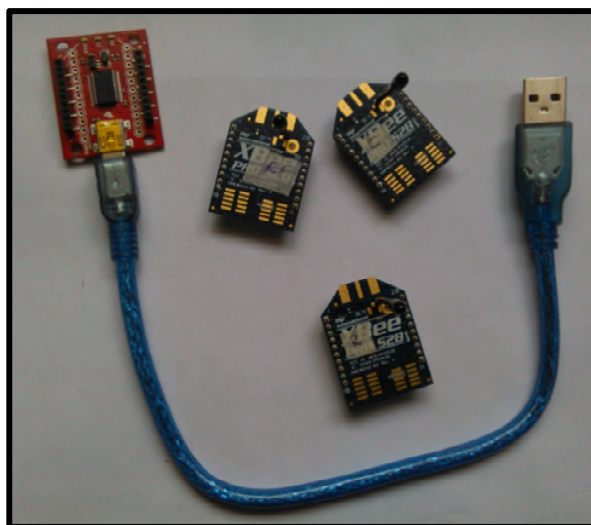


Figura 110. Quemador de dispositivos XBee

Finalmente, como se explicó previamente, para la implementación del módulo de radiofrecuencia es necesario tener en cuenta que éste debe estar por lo menos a 5 cm del controlador electrónico de velocidad para minimizar interferencias. Además el módulo XBee a bordo del helicóptero se ubica en un lugar que sea visible para mejorar el rango de comunicación, como se muestra en la siguiente gráfica (Figura 111).

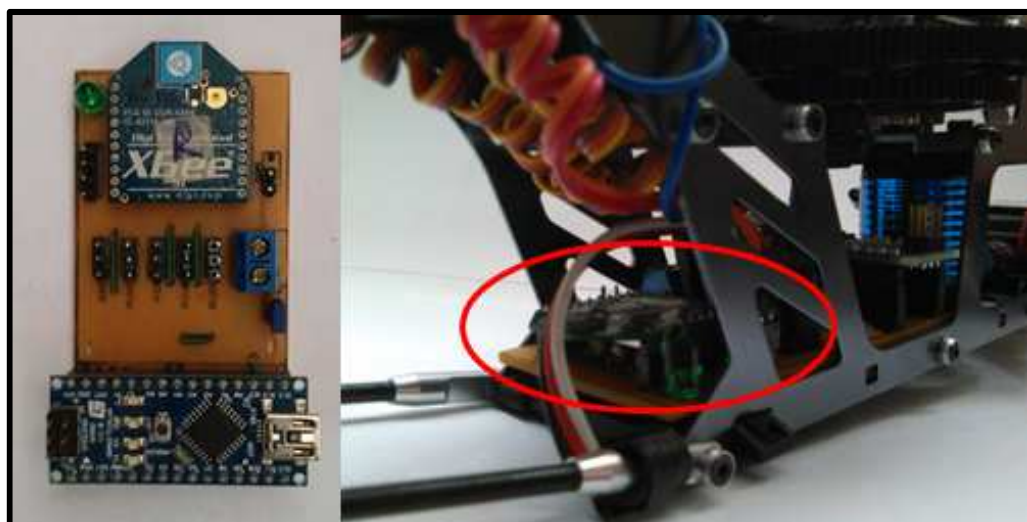


Figura 111. Módulo XBee a bordo del helicóptero

4.3 Implementación del sistema de control

Como se explicó en capítulos previos, la aeronave incorpora una barra estabilizadora de vuelo (flybar) principalmente para mejorar la estabilización de la aeronave con respecto al plano horizontal. Este sistema puede clasificarse como un sistema de control mecánico en lazo abierto, pues su función principal es proveer una estabilización giroscópica al plato cíclico, sin tener necesariamente una señal de retroalimentación. La barra estabilizadora se encuentra implementada en el rotor principal, debajo de las hélices principales, y actuará suavizando los cambios de orientación del plato cíclico.

El helicóptero también cuenta con un sistema de control electrónico en lazo cerrado para estabilizar los movimientos hacia los lados y hacia adelante y atrás, además de la rotación que es controlado por el servomotor de cola. Debido a que el movimiento giratorio del plato cíclico genera un par de reacción del rotor principal, es necesario compensarlo a través del rotor de cola en proporción a la magnitud del torque que se genere a raíz de la potencia entregada por el motor, la cual es consumida por el rotor principal en cerca del 82 %, mientras que el rotor de cola utiliza tan solo un 10 %. Para lograr dicho control podría variarse la velocidad de rotación de las palas traseras generando mayor o menor fuerza de torque en la cola, pero debido a que esta variable no es independiente de la rotación del plato cíclico principal, es necesario poder controlar la incidencia o ángulo de ataque de las hélices traseras, acción que permitirá controlar la rotación del helicóptero. Para este propósito se utiliza un giroscopio electrónico K-Bar que funciona como un sensor de posición angular.

Tanto la barra de vuelo mecánica como el giroscopio electrónico realizan acciones independientes de control sobre la aeronave, que sumados al control manual que acciona los servomotores por medio del control remoto, se complementan para lograr la estabilización en el espacio tridimensional durante el vuelo del helicóptero. En la Figura 112 se muestra la posición donde están implementados los elementos del sistema de control.



Figura 112. Elementos del sistema de control en la aeronave

4.4 Programación del sistema de control

4.4.1 Programación del micro controlador del control remoto

Con respecto al control remoto es necesario convertir la señal de los 4 ejes correspondientes a los 2 joysticks para poder controlar los datos digitalmente y enviarlos al control de la aeronave. Se utilizó una conversión análoga a digital de 10 bits para cada eje, ya que en el micro controlador arduino esta conversión viene estándar y el rango que se obtiene es suficiente para nuestros propósitos. Además la comunicación serial se realizará a una tasa de 38400 baudios ya que es la recomendada cuando se utiliza un envío de datos constante, pues una velocidad mayor puede ser susceptible a errores. En la Tabla 21 se presenta la distribución de pines del micro controlador del control remoto.

Tabla 21

Distribución de pines del micro controlador del control remoto

# PIN	NOMRE PIN	TIPO	CONEXIÓN
1	TX1	Com. serial RS232	Recepción del módulo Xbee
2	RX0	Com. serial RS233	Transmisión del módulo Xbee
5, 6, 7, 8	D2, D3, D4, D5	Salida digital	Datos a LCD
9	D6	Entrada digital	Interruptor ON/OFF para motor
14	D11	Salida digital	Enable LCD
15	D12	Salida digital	RS LCD
17	3V3	Salida de voltaje	Alimentación 3.3 V para Xbee
19	A0	Entrada análoga	Stick derecho horizontal
20	A1	Entrada análoga	Stick derecho vertical
21	A2	Entrada análoga	Stick izquierdo horizontal
22	A3	Entrada análoga	Stick izquierdo vertical
25	A6	Entrada análoga	Potenciómetro
27	5V	Alimentación	5 voltios
29	GND	Alimentación	Tierra (0 voltios)

4.4.1.1 Diagrama de flujo del Microcontrolador en el control remoto

En la Figura 113 se presenta el diagrama de flujo para la programación del micro controlador del control remoto.

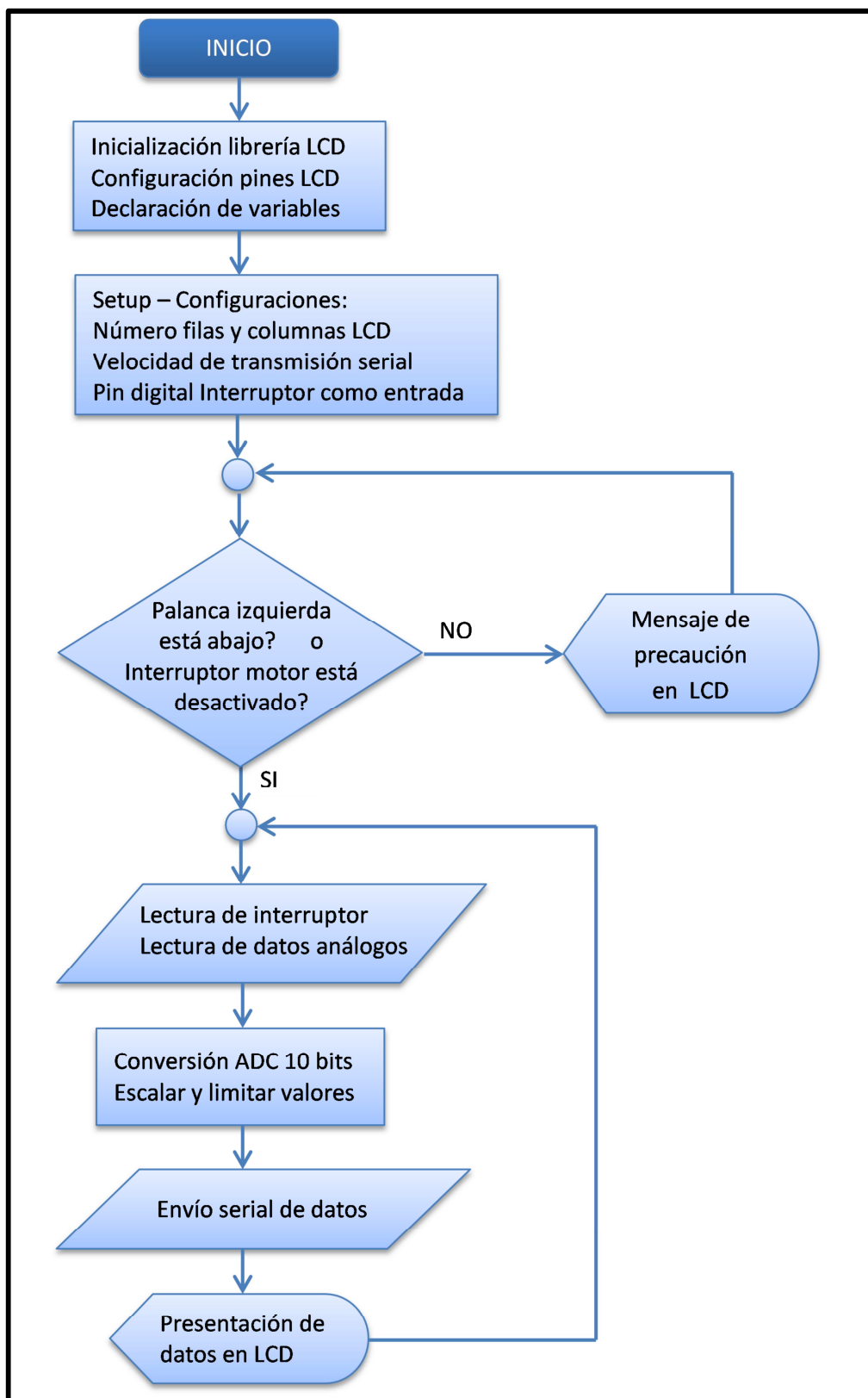


Figura 113. Diagrama de flujo del micro controlador del control remoto

4.4.2 Programación del micro controlador de la aeronave

Para el micro controlador de la aeronave se han considerado los siguientes aspectos: la velocidad de transmisión serial debe ser igual en el receptor que en el transmisor, por lo que se mantiene en 38400 baudios, velocidad de transmisión que también se utiliza para la conexión entre arduino y los sensores de inclinación. Para la programación de los servomotores se debe utilizar un control por modulación de ancho de pulso (PWM), como también para el motor brushless. La distribución de pines del micro controlador de la aeronave se presenta en la Tabla 22.

Tabla 22

Distribución de pines del micro controlador de la aeronave

# PIN	NOMRE PIN	TIPO	CONEXIÓN
1	TX1	Com. serial RS232	Recepción del módulo Xbee
2	RX0	Com. serial RS233	Transmisión del módulo Xbee
6	D3	Salida digital	PWM para motor
8	D5	Salida digital	PWM para giroscopio electrónico (Servo de cola)
9	D6	Salida digital	PWM para Servo Pitch
12	D9	Salida digital	PWM para Servo Aileron
13	D10	Salida digital	PWM para Servo Elevator
17	3V3	Salida de voltaje	Alimentación 3.3 V para Xbee
22	A3	Comunicación I2C	SDA de la IMU
23	A4	Comunicación I2C	SCL de la IMU
27	5V	Alimentación	5 voltios
29	GND	Alimentación	Tierra (0 voltios)

4.4.2.1 Control de los Movimientos del Helicóptero

Para controlar los movimientos del helicóptero con un control remoto a distancia, es necesario contar con 2 sticks o palancas que nos permitan 4 ejes o grados de libertad, de los cuales 3 servirán para el mando del plato cíclico principal y 1 para el de cola. Además es necesario un interruptor de ON/OFF para controlar la activación o desactivación del motor brushless. También cabe mencionar que dependiendo del número de dispositivos independientes que puedan controlarse se establece el número de canales

del control remoto, siendo este de 4 canales pues se llevará a cabo la manipulación a distancia de 4 servomotores.

Los movimientos de los joysticks del control remoto y sus correspondientes acciones para la aeronave se detallan a continuación. Se debe tomar en cuenta que se mencionan los movimientos de los brazos de los servomotores como de subida o bajada en relación al plano horizontal del helicóptero y no referente al ángulo de posición del servo. Esto se debe a que es posible que al disminuir el ángulo de posición de un determinado servo se produzca una subida del brazo del mismo y viceversa, mientras que para otro servo una disminución de su ángulo puede producir un movimiento de bajada. Esta relación dependerá de cómo se coloquen los servomotores en la estructura del cuerpo del helicóptero.

Movimiento vertical del joystick izquierdo (Figura 114): si el stick sube o aumenta los 3 servos también subirán y viceversa. Esto produce que la incidencia de las hélices principales aumente progresivamente a medida que el stick izquierdo vaya subiendo y se realice el movimiento ascendente de la aeronave.

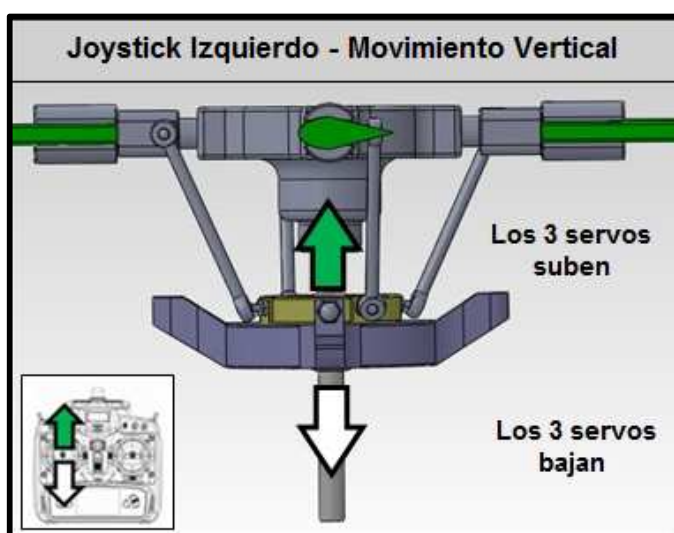


Figura 114. Movimiento vertical del joystick izquierdo

Movimiento horizontal del joystick derecho (Figura 115): en este caso el brazo del servo de elevación o elevador no se mueve, y solo los servos de

pitch y aileron hacen el trabajo. Si el joystick se mueve hacia la izquierda el servo de pitch (colocado a la izquierda) bajará mientras que el servo de aileron (colocado a la derecha) subirá, produciendo una inclinación tal del plato cíclico que su parte izquierda estará en un nivel inferior con respecto a su parte derecha, y a su vez el helicóptero se moverá hacia la izquierda. De igual forma ocurre para el movimiento hacia la derecha.

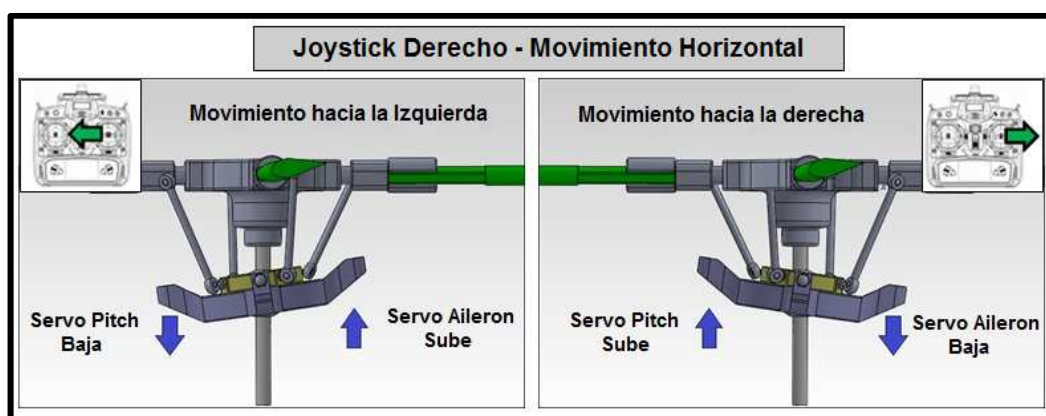


Figura 115. Movimiento horizontal del joystick derecho

Movimiento vertical del joystick derecho (Figura 116): con este eje se controla el movimiento hacia adelante y hacia atrás del helicóptero. Si el joystick se mueve hacia arriba, los brazos de los servos delanteros bajarán mientras que el servo posterior o “elevador” subirá, produciendo así una inclinación del palto cíclico en que su parte delantera estará en un nivel inferior que su parte trasera, lo que a su vez derivará en el movimiento hacia delante de la aeronave. Lo mismo ocurre en sentido contrario si el joystick se mueve hacia abajo, produciéndose el movimiento hacia atrás de la aeronave.

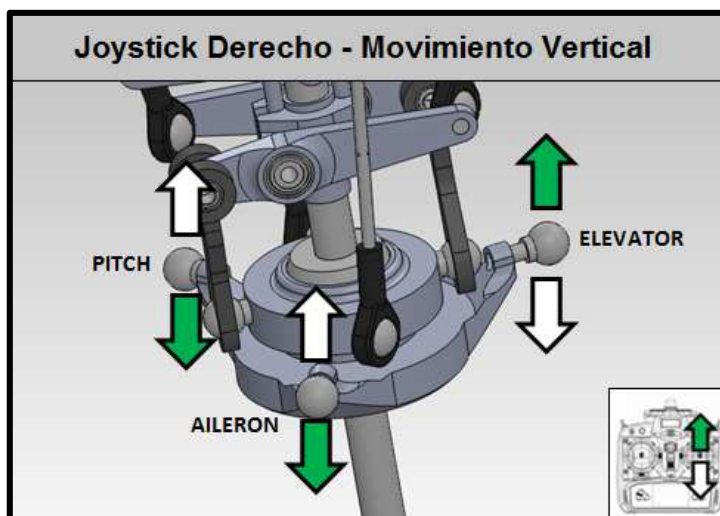


Figura 116. Movimiento vertical del joystick derecho

Movimiento horizontal del joystick izquierdo (Figura 117): por medio de este mando se controla la rotación de la aeronave con eje en el mástil rotor. Si el joystick va hacia la izquierda el servo de cola se mueve hacia atrás de tal forma que las hélices traseras generan un movimiento anti-horario y viceversa. Dicho de otra forma si el stick izquierdo se mueve hacia la izquierda o hacia la derecha, la cabeza del helicóptero girará respectivamente hacia la izquierda o derecha, visto al helicóptero desde atrás.

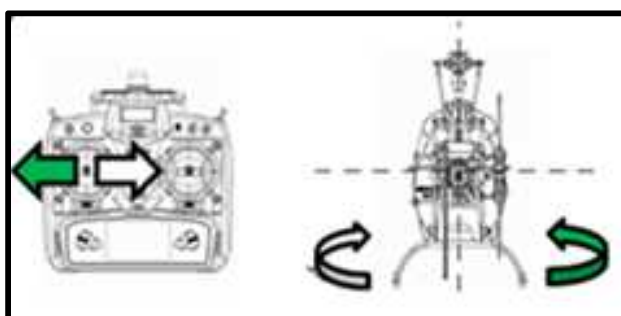


Figura 117. Movimiento horizontal del joystick izquierdo

En la Tabla 23 se muestran las respuestas de los 4 servos del helicóptero a los mandos de los 2 sticks del control remoto, en la forma en la que están programados.

Tabla 23

Movimientos de los servomotores de la aeronave

Control Remoto		Pitch	Aileron	Elevator	Tail
Joystick izquierdo	Arriba	Sube	Sube	Sube	- - -
Movimiento vertical	Abajo	Baja	Baja	Baja	- - -
Joystick derecho	Izquierda	Baja	Sube	- - -	- - -
Movimiento horizontal	Derecha	Sube	Baja	- - -	- - -
Joystick derecho	Arriba	Baja	Baja	Sube	- - -
Movimiento vertical	Abajo	Sube	Sube	Baja	- - -
Movimiento horizontal	Izquierda	- - -	- - -	- - -	Atrás
Joystick izquierdo	Derecha	- - -	- - -	- - -	Adelante

Si se combinan los movimientos del joystick derecho tanto vertical como horizontal para comandar el helicóptero a lo largo del plano horizontal y la elevación y rotación por medio del joystick izquierdo, se obtendrá el control en el espacio tridimensional de la aeronave. Es importante acotar que es necesario realizar muchas horas de práctica antes de volar un helicóptero, o comenzar con otro de menor dificultad.

En la siguiente gráfica (Figura 118) se muestran las posiciones de los joystick del control remoto para generar los diferentes movimientos de la aeronave:

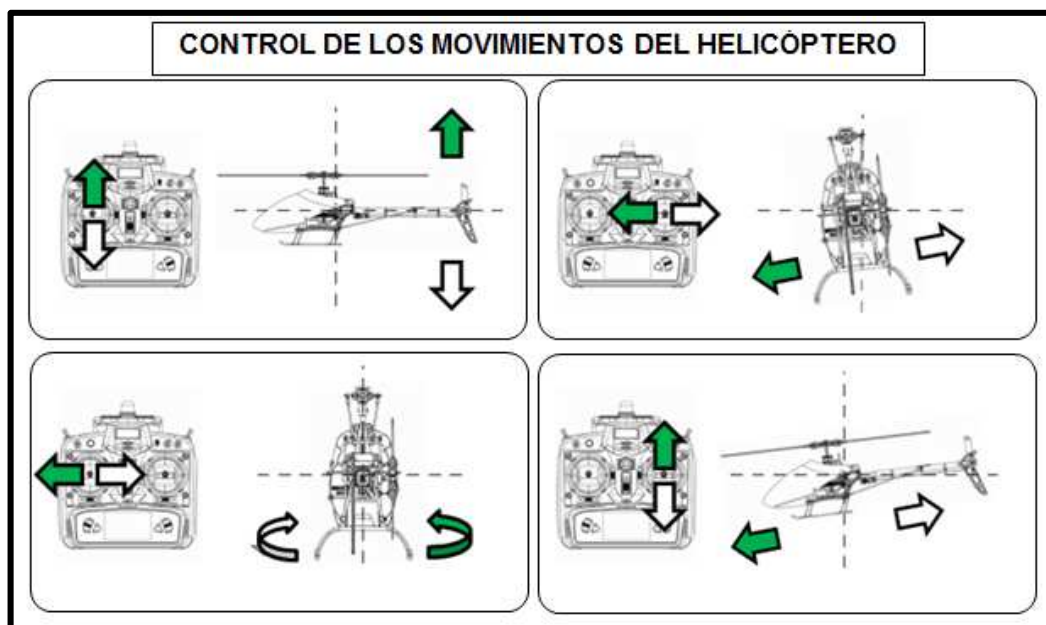


Figura 118. Control de los movimientos del helicóptero

4.4.2.2 Programación de los servomotores

Un servomotor es un dispositivo que transforma una señal electrónica en un movimiento mecánico. Para lograr este propósito es necesario proporcionarle una señal digital cuadrada a una determinada frecuencia, cuyo tiempo en alto determinará la posición angular a la que el servomotor ha de establecerse. Este ancho de pulso permitirá que el servo se establezca en una posición deseada y proporcione un torque constante. La mayoría de servomotores trabajan a una frecuencia de 50 Hz, es decir necesitan una onda con período de alrededor de 20 ms., mientras que el tiempo en alto varía de 1 a 2 ms. Podemos observar el funcionamiento de la señal de control en un servomotor en la siguiente ilustración (Figura 119).

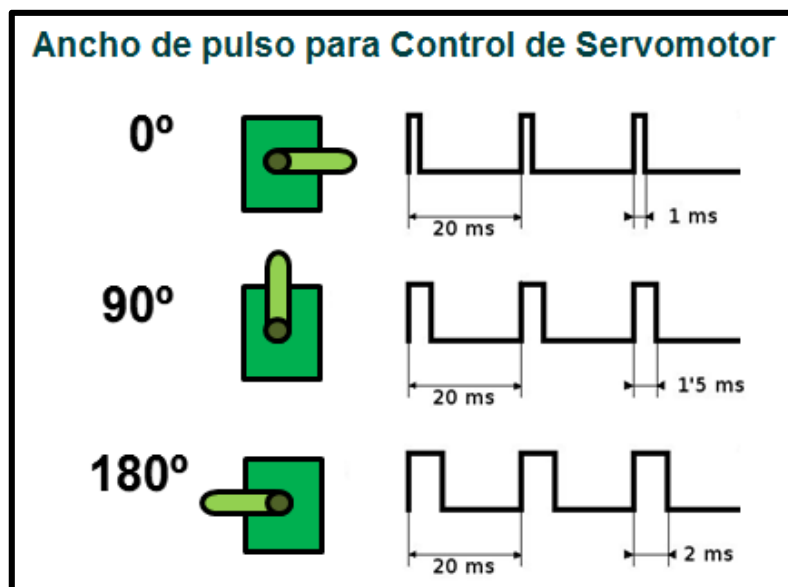


Figura 119. Ancho de pulso para control de servomotor

Las curvas de relación entre los ejes de los sticks y los servomotores a implementarse en la aeronave se detallan a continuación, en las cuales se muestran en grados los valores asignados a cada servomotor y en porcentaje (%) el recorrido de cada joystick. Normalmente cada servo funciona en un rango entre 0 y 180 grados, pero cada rango específico fue obtenido de pruebas previas individuales con cada servomotor.

Para lograr el movimiento de ascenso y descenso de la aeronave se utiliza el eje vertical del joystick izquierdo, asignando directamente los valores a los servos según la siguiente curva (Figura 120):

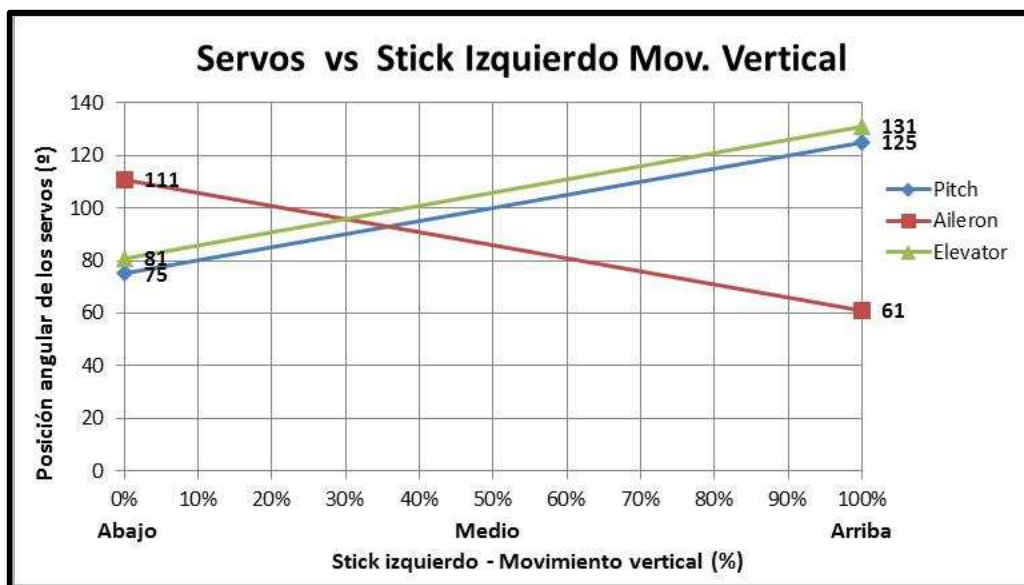


Figura 120. Control de servos por medio del mov. vertical del joystick izquierdo

El eje vertical del joystick derecho se utiliza para los movimientos hacia adelante y atrás de la aeronave. Los valores obtenidos, que varían en un rango máximo de 30 grados, se suman a los previamente asignados con la relación del movimiento vertical del joystick izquierdo, según la siguiente curva (Figura 121):

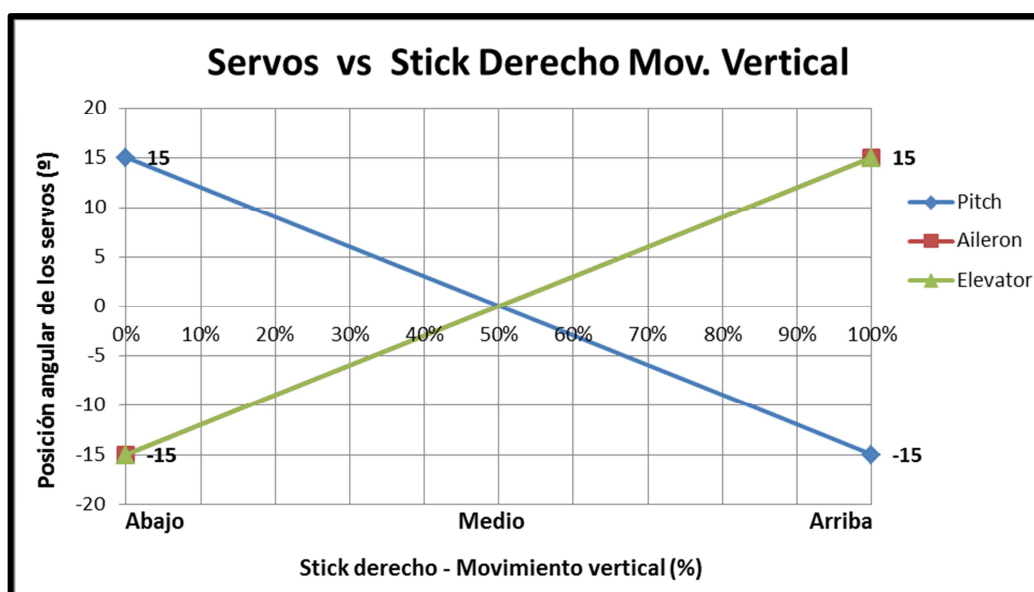


Figura 121. Control de servos por medio del mov. vertical del joystick derecho

El eje horizontal del joystick derecho se utiliza para los movimientos hacia izquierda y derecha para la aeronave, y de igual forma que el eje vertical derecho, los valores obtenidos se suman a los previamente asignados con la relación del movimiento vertical del joystick izquierdo. En este caso no se suma ningún valor al servo elevador, solo al pitch y aileron, según la siguiente curva (Figura 122):

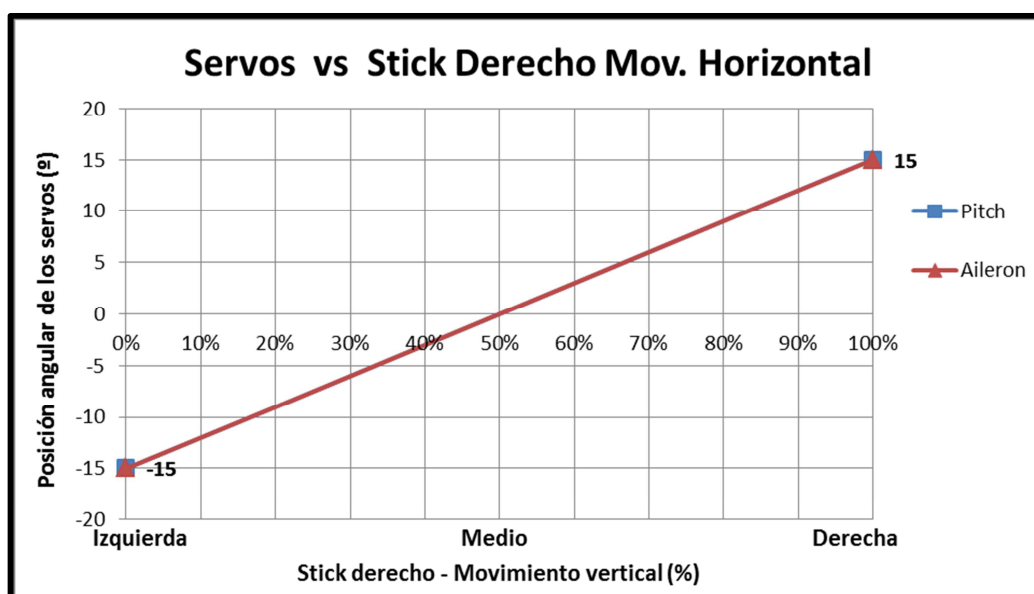


Figura 122. Control de servos por medio del mov. horizontal del joystick derecho

4.4.2.3 Programación del motor Brushless

La potencia del motor Brushless se controla por medio del eje vertical del joystick izquierdo, traducido a una modulación de ancho de pulso o PWM realizada en el Microcontrolador y según la siguiente curva (Figura 123), obtenida experimentalmente:

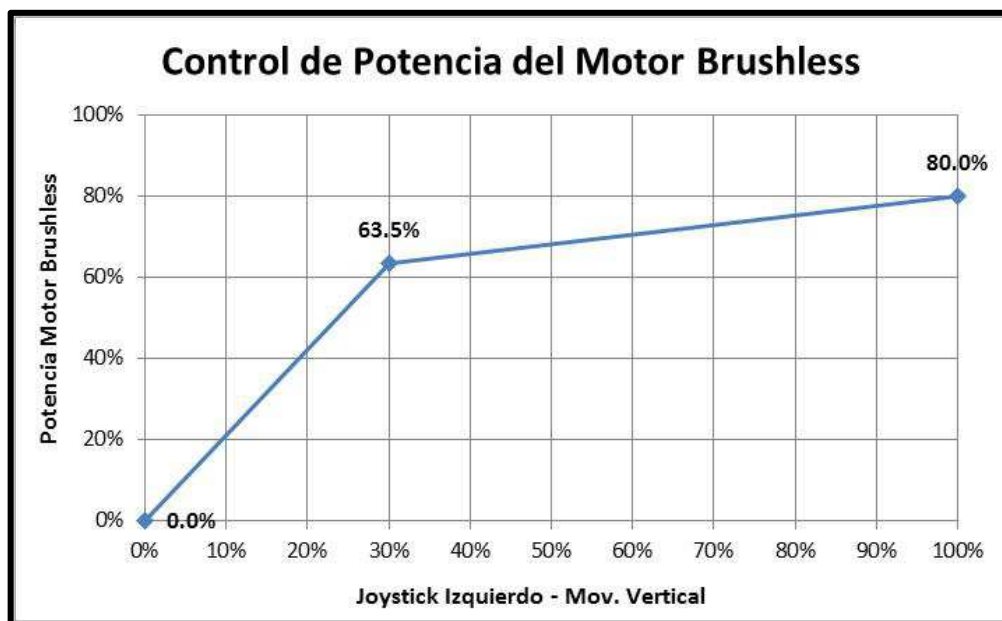


Figura 123. Control de Potencia del Motor brushless

Como se puede observar en la gráfica solo se utiliza máximo hasta el 80% de la potencia del motor brushless, siendo necesario alrededor del 70% para iniciar el vuelo. Aunque se podría utilizar una curva en la que se permita más potencia al motor, lo que supondría un poco más de estabilidad, sería a costa de un mayor consumo de energía y reducción de tiempo de vuelo, por lo que se debe ajustar dicha curva buscando un equilibrio entre esos factores. Cabe recalcar que el motor solo funcionará si el interruptor correspondiente en el control remoto está activado.

4.4.2.4 Programación de la unidad de medida inercial IMU

La unidad de medida inercial IMU, que podría considerarse como un sensor de inclinación o sensor de ángulos de navegación, viene incorporada con un acelerómetro y giroscopio por cada eje cartesiano principal. Como se mencionó previamente, el problema del giroscopio radica en que después de un cierto tiempo en que la posición permanece constante, la señal tiende a ser inestable, fenómeno conocido como deriva. Por su parte el acelerómetro es muy sensible a vibraciones, como las que se generarían por el giro del motor brushless.

Para fusionar los datos de los dos sensores, en los últimos años se ha desarrollado un “filtro complementario” que entrega una aproximación bastante acertada de los ángulos de navegación, pues compensa la deriva del giroscopio y la vibración del acelerómetro. Este filtro complementario, como se muestra en la siguiente figura, funcionaría como un filtro pasa bajos con respecto a la señal del acelerómetro, y como un filtro pasa altos para la señal del giroscopio (Figura 124).

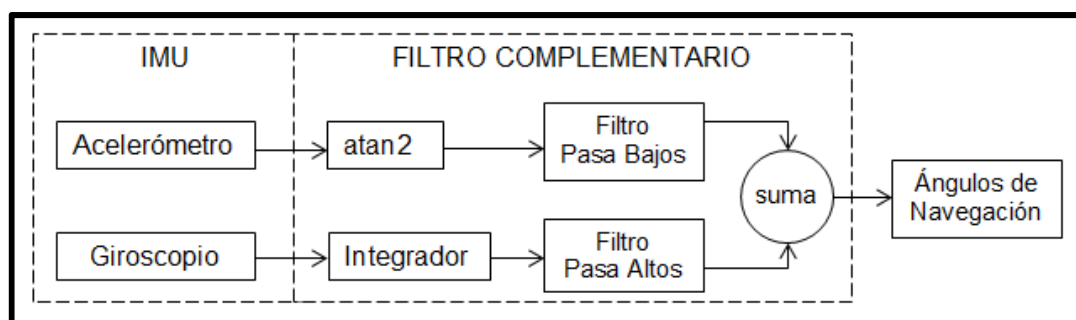


Figura 124. Filtro complementario para la IMU

Fuente: (Malatinec, Popelka, Huba, & Hudacko, 2014)

En el caso del acelerómetro, es necesario definir los ángulos de pitch, roll y teta que son obtenidos de las tres salidas del dispositivo. El ángulo pitch (ρ) se define como el ángulo en el eje X relativo al suelo. El ángulo Roll (\emptyset) se define como el ángulo en el eje Y relativo al suelo. El ángulo teta (θ) es el ángulo en el eje Z relativo a la gravedad. Es importante notar que este ángulo teta no es el mismo que el yaw obtenido con el giroscopio, pues no es posible calcular este ángulo a partir del acelerómetro debido a que el eje Z está en la misma dirección del vector aceleración, que el acelerómetro usa como referencia para sus cálculos, y no habría variación alguna en este ángulo de inclinación. Los ángulos que se obtienen con el acelerómetro se muestran en la Figura 125. (Fisher, 2010)

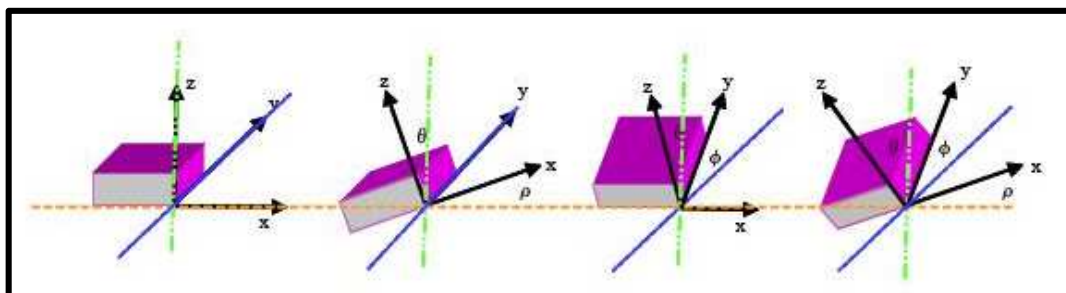


Figura 125. Ángulos de inclinación obtenidos con el acelerómetro

Fuente: (Geek Mom Projects, 2013)

Para calcular los ángulos de orientación del acelerómetro se utilizan las siguientes fórmulas (Ecuaciones 4.1, 4.2 y 4.3) a partir de los valores A_x , A_y y A_z que representan los datos en crudo que se obtienen del dispositivo:

$$\rho = \arctan\left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}\right) \quad \text{Ec. 4.1}$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}}\right) \quad \text{Ec. 4.2}$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{\sqrt{A_x^2 + A_y^2}}{A_z}\right) \quad \text{Ec. 4.3}$$

Finalmente, se utiliza la fórmula de la Ecuación 4.4 para fusionar los datos del acelerómetro y giroscopio:

$$\text{Ángulo filtrado} = \alpha * (\text{ángulo giro.}) + (1-\alpha) * (\text{ángulo acel.}) \quad \text{Ec. 4.4}$$

Donde tenemos la variable α (Ecuación 4.5) que depende del tiempo de muestreo (ΔT) y una constante de tiempo (T) mayor que la escala de tiempo del ruido típico del acelerómetro:

$$\alpha = \frac{T}{T + \Delta T} \quad \text{Ec. 4.5}$$

Usando una constante de tiempo de 1 segundo, experimentalmente se obtuvo un tiempo de muestreo alrededor de 0.021 segundos, lo que nos da

un valor de α igual a 0,98. Estos valores fueron afinados de acuerdo a los resultados que se iban obteniendo. (Geek Mom Projects, 2013)

A partir de la obtención de los ángulos de navegación en valores con los que se puede trabajar, se puede implementar un control para proveer de estabilización y suavidad a los movimientos del plato cíclico, por ende del helicóptero. En forma experimental se implementó un control PI utilizando los datos filtrados de la IMU para los ángulos de Pitch y Roll, mientras que para el ángulo de guiñada o Yaw se utiliza el giroscopio electrónico descrito a continuación.

4.4.2.5 Programación del giroscopio electrónico

La programación del giroscopio electrónico es más sencilla que la de la unidad de medición inercial, puesto que este dispositivo es programable a través de un software específico por medio de USB. A través del programa VStabi (Figura 126) se pueden configurar las propiedades del giroscopio, principalmente la comunicación con el servomotor de cola al que está conectado, y establecer tanto su posición inicial como los límites angulares al que el servo puede llegar. Además en el programa se pueden modificar los valores proporcionales e integrales de un control PI para el rotor de cola, entre otros parámetros como la velocidad de giro, ganancias, banda muerta del stick, bloqueo de cola, etc. En este caso se realizó la configuración del servo de cola y la afinación de parámetros del controlador PI.

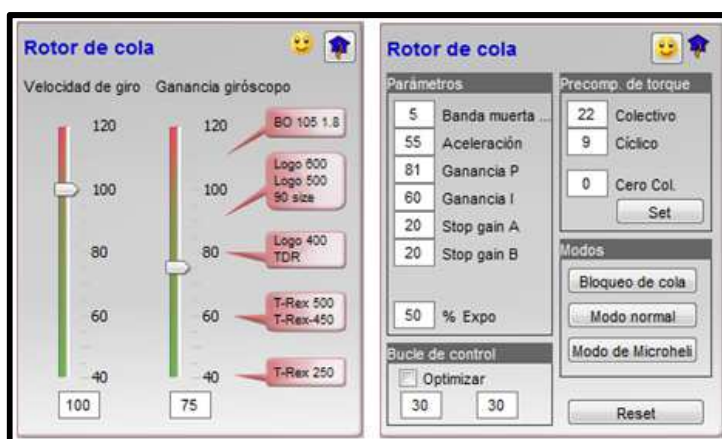


Figura 126. Programación del giroscopio electrónico

4.4.2.6 Diagrama de flujo del Microcontrolador a bordo

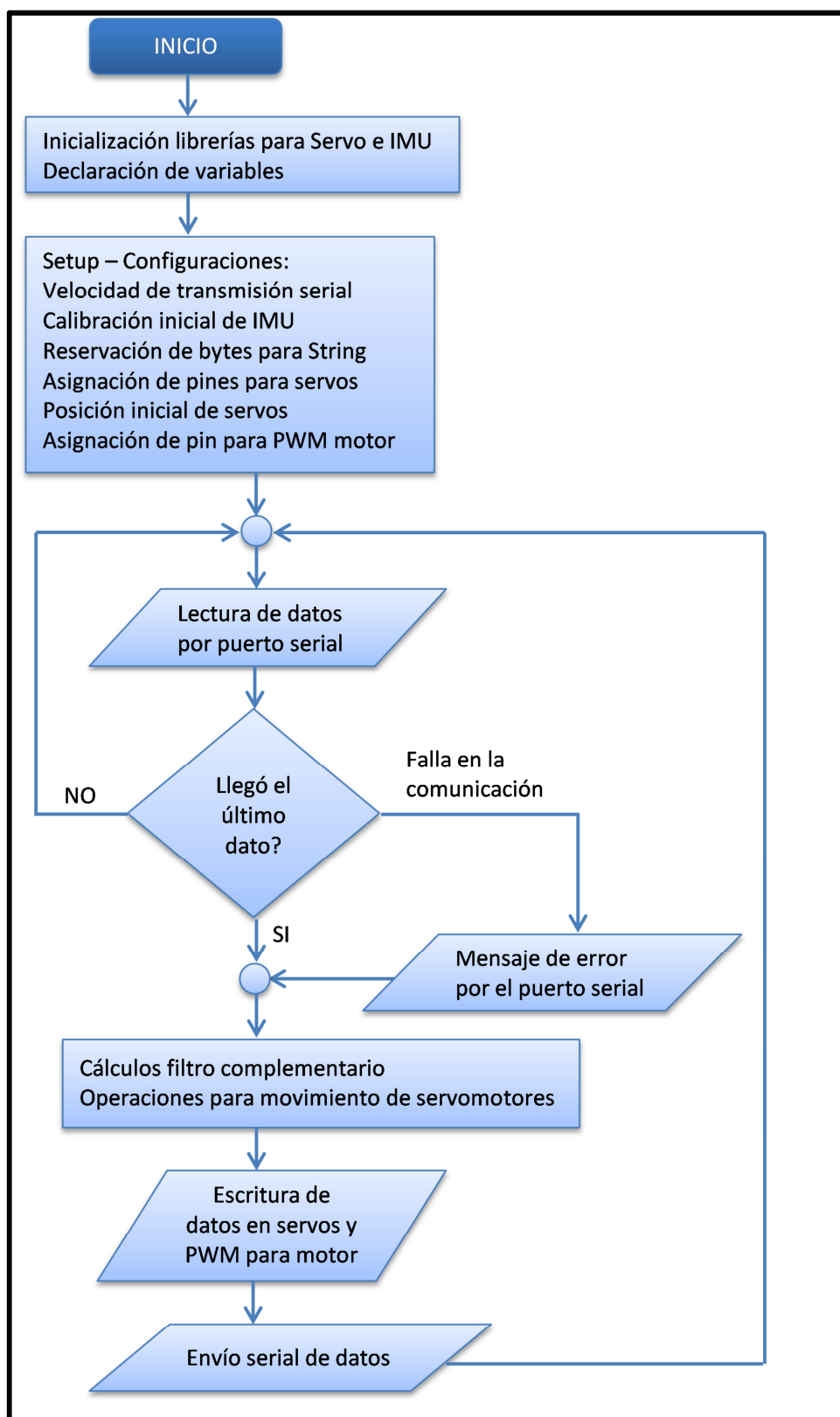


Figura 127. Diagrama de flujo del micro controlador de la aeronave

CAPITULO V

PRUEBAS Y RESULTADOS

En el presente capítulo se detallan las pruebas individuales previas a la implementación de la aeronave, realizadas para cada componente como son servomotores, motor brushless, módulos de radio frecuencia, sensores de inclinación y la cámara wireless. Finalmente se detallan los resultados del sistema en general principalmente en cuanto a la aplicación final deseada.

5.1 Desarrollo del protocolo de pruebas

Para llevar a cabo las pruebas de funcionamiento del helicóptero, primero se realizaron test específicos con cada componente individual principalmente los elementos electrónicos, a continuación se probaron los subsistemas como son rotor principal y trasero, servomotores del plato cíclico y servomotor de cola, cámara a bordo. Finalmente se llevaron a cabo pruebas de vuelo con un piloto experimentado ya que se necesita cierto nivel de experiencia para manejar este tipo de vehículos aéreos. A continuación se detallan las fases del protocolo de pruebas realizado.

5.2 Pruebas y resultados de los componentes electrónicos

5.2.1 Pruebas en servomotores

Como se mencionó en el capítulo de diseño, existen dos tipos de servomotores que podrían ser utilizados en aplicaciones relativas a vehículos aéreos no tripulados, los análogos y los digitales. Se realizaron pruebas con los dos modelos, en las cuales la principal diferencia que se puede notar fue que los servomotores análogos se demoraban más en llegar al ángulo requerido que los digitales. Esto sucedía cuando en los brazos de los servos estaba colocada una carga, ya que sin peso alguno los dos respondían con igual rapidez. Esta diferencia se debe a que los servomotores digitales tienen un micro controlador incorporado en su estructura que permite que el torque y velocidad sea constante durante todo el recorrido angular del brazo, cosa que no ocurre en los análogos. Otra

diferencia está en que los servos análogos alcanzan un recorrido de 0 a 180 grados, mientras que los digitales van de 30 a 150, pero es suficiente para nuestra aplicación (Figura 128, Figura 129).



Figura 128. Pruebas con servos análogos



Figura 129. Pruebas de Servomotores. Izquierda: servo análogo; Derecha: servo digital

Una vez acoplados los servos digitales al plato cíclico, se probó el tiempo de respuesta a partir de las órdenes desde el control remoto, obteniendo resultados satisfactorios para los 3 servos del rotor principal y también para el rotor de cola, ya que la velocidad angular obtenida de las especificaciones es de $0.10 \text{ seg}/60^\circ$, que es bastante para el control realizado. Además los rangos angulares de los servos fueron suficientes para todo el recorrido vertical del plato cíclico (Figura 130).

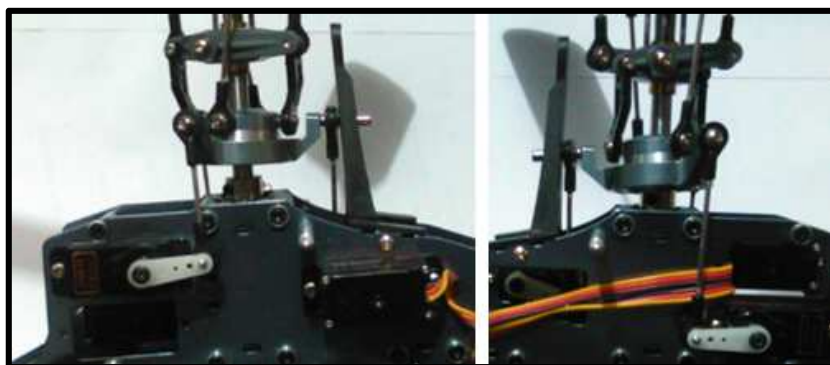


Figura 130. Pruebas de servos digitales en el rotor principal

5.2.2 Pruebas del motor brushless

Con respecto al motor brushless, se realizaron pruebas para el control de la potencia por medio de modulación de ancho de pulso PWM, que se realiza por medio del micro controlador arduino conectado a un terminal en el controlador electrónico de velocidad, que a su vez tiene cables de conexión al motor. Se varió el ancho de pulso de la señal por medio de un potenciómetro y comprobando el porcentaje de potencia de motor suministrado en una pantalla LCD, tal como se muestra en la siguiente gráfica (Figura 131):

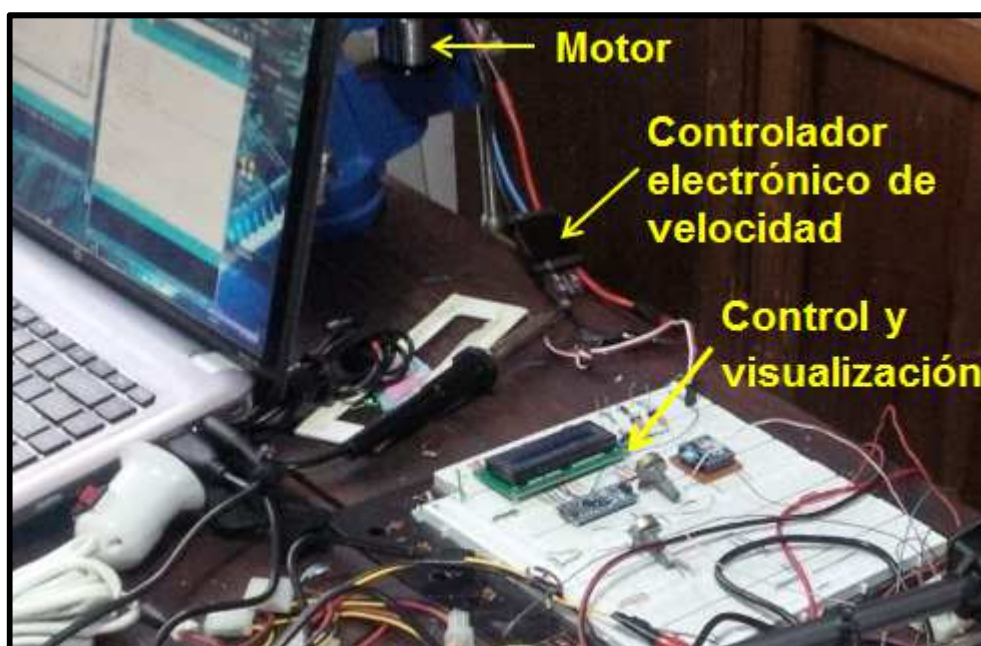


Figura 131. Pruebas de potencia del motor brushless

A través de ensayos experimentales se determinó que el motor comenzaba a girar aproximadamente a partir del 60 % de ciclo de trabajo, y aumentaba su velocidad progresivamente hasta un 98 %, pues si se trataba de llegar a un 100 % perdía potencia, debido probablemente a que en el máximo ciclo de trabajo la señal pierde su característica de ancho de pulso y no sería reconocida por el controlador, o posiblemente la señal de control se desbordaba.

5.2.3 Pruebas de envío de datos con los módulos de radio frecuencia

En las primeras pruebas para el envío de datos que se llevaron a cabo con módulos XBee se transmitieron datos a corta distancia visualizados en pantallas LCD, incluso llegando a mover un servomotor a distancia. Los resultados fueron satisfactorios ya que no se presentaron interferencias ni retrasos en la recepción de datos (Figura 132).

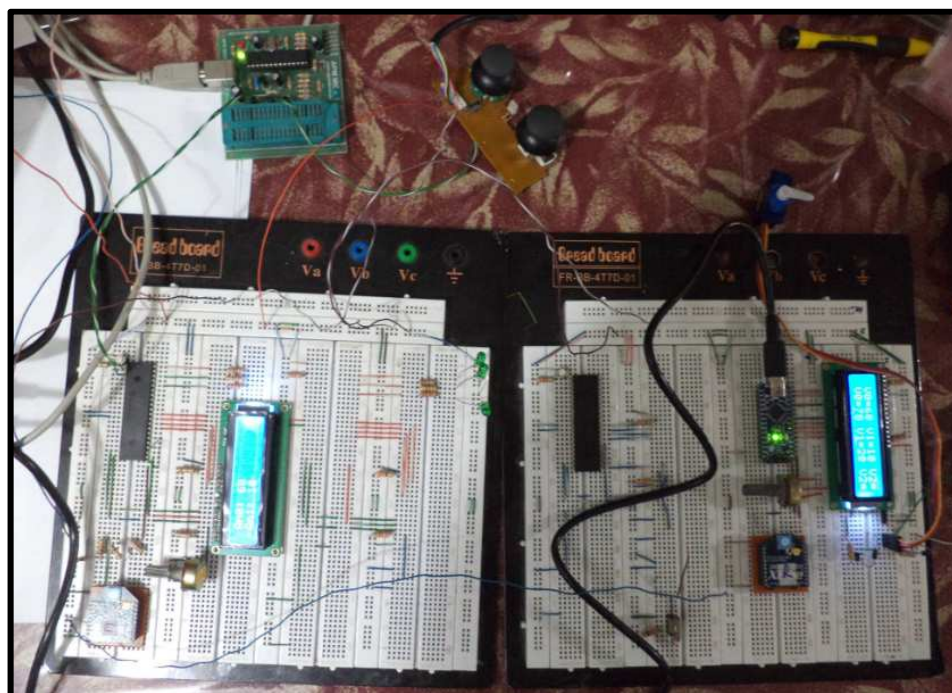


Figura 132. Pruebas con módulos de radio frecuencia

Según las especificaciones técnicas, los módulos XBee-Pro S2B permiten comunicación inalámbrica a una distancia de 60 m en interiores y 1500 en exteriores. Se llevaron pruebas en campo abierto donde se

probaron los dispositivos hasta una distancia alrededor de 100 metros, donde no hubo pérdida de datos ni desconexiones. Ya en vuelo del helicóptero no existieron desfase de datos ni pérdida de la comunicación.

5.2.4 Pruebas de la unidad de medición inercial IMU

Para realizar pruebas en la medición de los ángulos de orientación de la IMU, se trabajó con un tiempo de muestreo de alrededor de 0.021 segundos, según la calculado en el capítulo anterior. La adquisición de datos se realizó a través de interfaz serial por I²C con el uso de un arduino nano, y los datos se enviaron por transmisión serial a una computadora. A continuación se muestran los datos obtenidos de la IMU con el filtro complementario en función del tiempo, para los ángulos Roll (Figura 133) y Pitch (Figura 134).

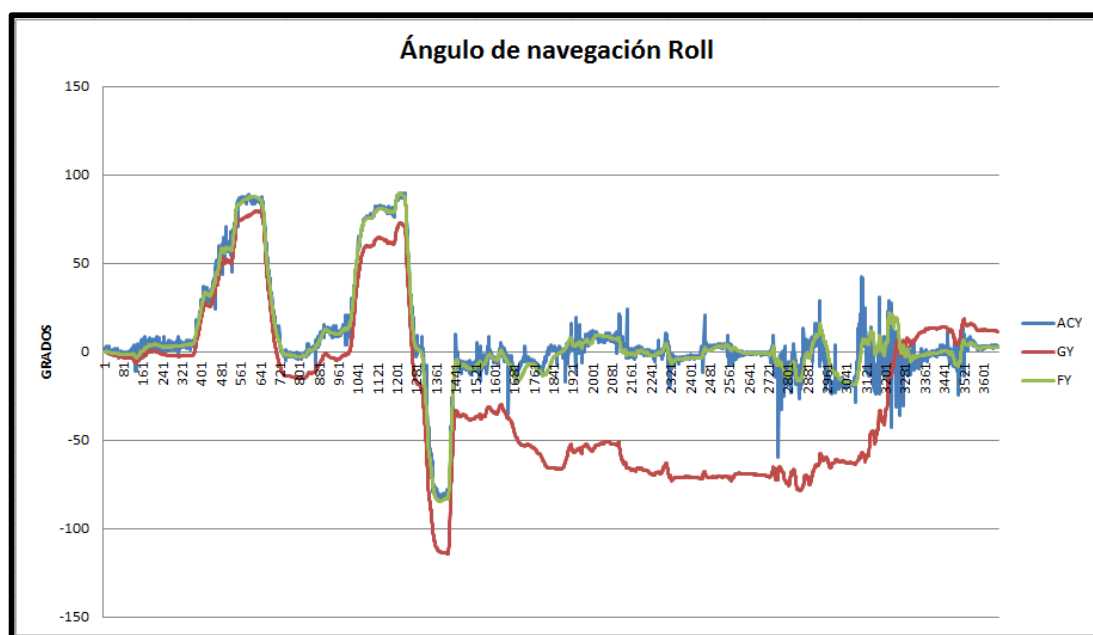


Figura 133. Filtro complementario en la obtención del ángulo Roll

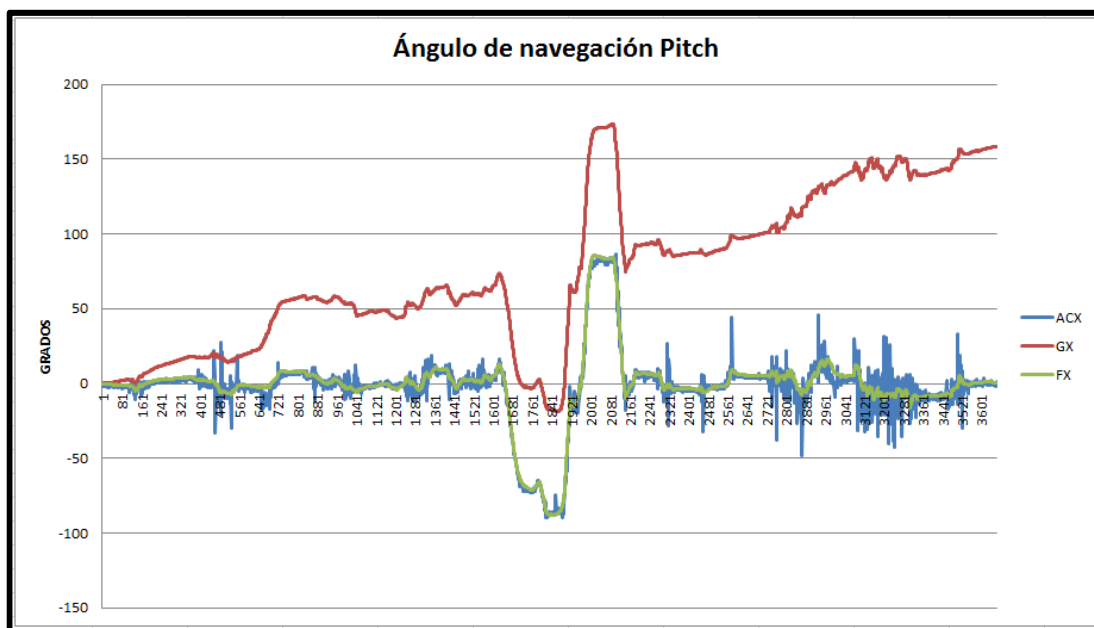


Figura 134. Filtro complementario en la obtención del ángulo Pitch

Como se puede observar en las figuras anteriores, la señal en rojo obtenida del giroscopio tiende a la deriva, mientras que la señal en azul obtenida del acelerómetro es muy ruidosa debido a vibraciones. La señal verde que representa el filtro complementario presenta una reducción considerable de los picos y de la deriva.

5.2.5 Pruebas del giroscopio electrónico

El giroscopio electrónico recibe la señal desde el Microcontrolador arduino para generar la acción de control sobre el servo trasero, que a su vez provocará el cambio de incidencia de las palas posteriores incrementando o disminuyendo el torque para compensar el par de reacción del rotor principal. Para probar la respuesta de rotación del helicóptero se construyó un banco de pruebas con una base de madera y un rulimán para dejar la rotación del helicóptero como único grado de libertad, tal como se indica en la Figura 135.



Figura 135. Pruebas del giroscopio electrónico

Al provocar perturbaciones sobre el sistema se mostró cierto control sobre la orientación en rotación de la aeronave. Fue necesario realizar varios cambios a las ganancias proporcional e integral del controlador para obtener un resultado satisfactorio, llegando finalmente a un control apropiado que permita un vuelo estable.

5.2.6 Pruebas con la cámara wireless

Debido a que la circuitería del helicóptero es totalmente independiente de la parte electrónica de la cámara a bordo, el principal inconveniente que podría producirse sería que existan interferencias entre la transmisión de video y el envío de datos con los módulos de radio frecuencia. Este inconveniente es poco probable ya que los módulos funcionan a 2.4 GHz mientras que la cámara transmite a 5.8 GHz. Estas transmisiones se encuentran dentro de la banda de radio frecuencia SHF (super alta frecuencia), y según la IEEE están en distintas bandas de frecuencia, como se observa en la Tabla 24.

Tabla 24

Bandas de frecuencia según IEEE Std 521-2002 (estándar original aprobado en 1984)

Banda	Rango de Frecuencia
Banda HF	3 a 30 MHz
Banda VHF	30 a 300 Mhz
Banda UHF	300 a 1000 Mhz
Banda L	1 a 2 GHz
Banda S	2 a 4 Ghz
Banda C	4 a 8 GHz
Banda X	8 a 12 GHz
Banda Ku	12 a 18 GHz
Banda K	18 a 27 GHz
Banda Ka	27 a 40 GHz
Banda V	40 a 75 GHz
Banda W	75 a 110 GHz
Banda mm	110 a 300 GHz

Fuente: (IEEE, 2003)

Durante las pruebas iniciales no hubieron interferencias en la transmisión de video, aunque la distancia máxima alcanzada fue de 100 mts. Este alcance puede aumentar si se adapta un transmisor de mayor potencia, dependiendo de las aplicaciones del usuario final.

5.3 Pruebas y resultados del sistema de control

Para probar el sistema de control completo sería necesario volar el helicóptero, pues el flybar solo ejerce acciones de control sobre el cíclico cuando este está girando, debido a su efecto giroscópico. De igual forma el giroscopio electrónico no puede realizar un control si el rotor principal no está accionado. De todas formas es posible llevar a cabo pruebas del control que realiza la unidad de medición inercial, puesto que esta actúa sobre la inclinación del plato cíclico aunque este no esté accionado (Figura 136). El objetivo de la IMU es mantener el setpoint ordenado desde el control remoto, que en el caso del despegue, por ejemplo, sería mantener el nivel del cíclico lo más horizontal posible. Fue necesario realizar varias afinaciones del control PI implementado hasta obtener un resultado aceptable,

principalmente con un tiempo de respuesta lo bastante rápido para que la transmisión de datos por radio frecuencia no se desfase.



Figura 136. Pruebas de control sobre el plato cíclico

Los resultados obtenidos del control de la IMU sobre el plato cíclico fueron satisfactorios, tomando en cuenta que el motor brushless estaba desactivado y los rotores no estaban girando. Los datos en tiempo real de la IMU con el helicóptero en reposo se enviaron a LabView para su visualización, una muestra se presenta en la Figura 137 a continuación:

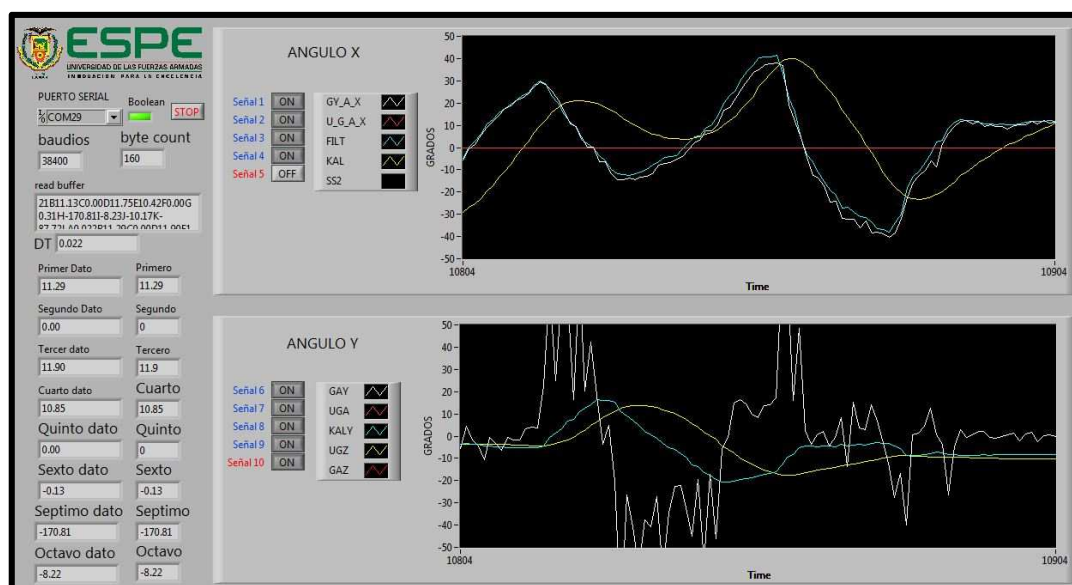


Figura 137. Datos en tiempo real de la IMU con el helicóptero en reposo

Al llevar a cabo pruebas en vuelo, la acción del flybar fue favorable ya que los movimientos de dirección del plato cíclico eran más suaves que al

maniobrarlo sin esta barra de vuelo. De igual forma el control del giroscopio electrónico permitía una estabilidad aceptable, lo cual es un factor muy importante ya que si no hubiera control sobre la cola de la aeronave sería imposible realizar el vuelo. Los mayores problemas se encontraron en la unidad de medición inercial, puesto que las señales presentaron irregularidades debidas a la vulnerabilidad a la vibración generada por el motor. Por otro lado el giroscopio electrónico presentó una sensibilidad muy baja a las vibraciones. En la siguiente gráfica (Figura 138) se puede observar el ruido en las señales de la IMU:

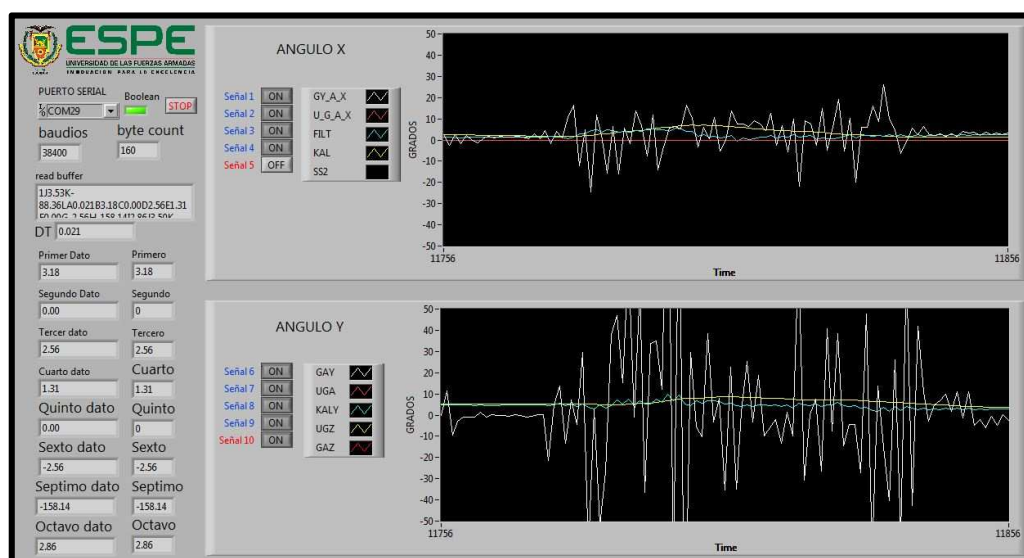


Figura 138. Datos en tiempo real de la IMU con el helicóptero en vuelo

Como se puede observar existe una alteración en las señales de los ángulos de navegación de la unidad de medición inercial, debida a la vibración generada por las altas revoluciones a las que gira el motor brushless. Esto provocó que las acciones de la IMU tiendan hacia un control proclive sobre la inclinación del plato cíclico, dificultando un poco la estabilidad del vehículo aéreo.

Debido a las alteraciones vibratorias sobre la unidad de medición inercial se llevaron a cabo pruebas de vuelo sin la IMU, en las cuales se encontró que el vuelo era casi igual y en momentos un poco más fácil en cuanto a la habilidad de maniobrar el helicóptero se refiere, principalmente en el

despegue que es cuando hay más factores de riesgo. Cabe resaltar que la mayoría de pruebas de vuelo se realizaron con un piloto experimentado, cuya opinión fue importante para calibrar las configuraciones de los sensores y actuadores del sistema de control. Al final se determinó que el vuelo se puede efectuar con o sin la IMU, dependiendo en gran parte a que el piloto se acostumbre a manejar el helicóptero con este dispositivo o sin él.

En la Tabla 25 a continuación, se tabulan los resultados del sistema de control:

Tabla 25

Resultados cualitativos del sistema de control

Elementos del sistema	Calificación
FlyBar o barra de vuelo	Bueno – Suaviza los cambios de dirección del plato cíclico
Giroscopio electrónico	Bueno – Permite control sobre el rotor de cola y la rotación del helicóptero. Indispensable para estabilizar el vuelo
Unidad de medición inercial	Regular – Ayuda a la estabilización del plato cíclico, pero es vulnerable a vibraciones generadas por el motor.

5.4 Pruebas y resultados del sistema en general

Con respecto a la aeronave se puede decir en términos generales que la calificación del sistema de vuelo es muy buena, ya que se lograron realizar tomas aéreas bastante agradables. El sistema de control respondió adecuadamente, y aunque maniobrar un vehículo aéreo requiere mucha práctica, la instrumentación a bordo del helicóptero aporta una gran ayuda al piloto. La comunicación entre el control remoto y el receptor a bordo estuvo libre de interferencias y tampoco hubieron desfases. Los servomotores funcionaron correctamente al igual que el motor Brushless, y el resto de la circuitería.

Durante las pruebas se comprobó experimentalmente el tiempo de vuelo que se puede alcanzar en función de la autonomía que permite la batería. Los resultados obtenidos proponen que se use la batería constantemente por no más de 15 minutos, y se recomienda que el vuelo se efectúe por 10 minutos para evitar pérdidas de potencia en el motor lo que desembocaría en pérdida de control sobre el helicóptero.

Es importante mencionar que durante las pruebas de vuelo ocurrieron varias caídas y choques a poca altura, pero que comprometieron ciertas partes mecánicas de la estructura. Los elementos más afectados fueron las hélices principales, puesto que a la menor avería es necesario cambiarlas por unas nuevas para evitar turbulencias, y debido a las altas revoluciones a las que giran dichas hélices el menor contacto con el suelo daña la superficie de las palas. También el tubo de protección que conecta el rotor principal y el de cola se vio afectado en los golpes, al igual que el tren de aterrizaje que soporta el cuerpo del helicóptero. Las partes electrónicas no sufrieron daño alguno en ningún golpe o caída.

Los resultados de las tomas aéreas se muestran a continuación (Figuras 139 a 143), recordando que la cámara cuenta con una estructura diseñada para disminuir las vibraciones, que ayudó para obtener una imagen mucho más estable:



Figura 139. Cámara a bordo – captura 1



Figura 140. Cámara a bordo – captura 2



Figura 141. Cámara a bordo – captura 3



Figura 142. Cámara a bordo – captura 4



Figura 143. Cámara a bordo – captura 5

CAPITULO VI

ANÁLISIS ECONÓMICO Y FINANCIERO

Para el análisis económico y financiero se toman en cuenta los costos de implementación de las partes mecánicas, electrónicas y componentes varios que conforman el helicóptero con su control remoto, incluido el sistema para la aplicación final del proyecto como es la transmisión de video en tiempo real. El objetivo del presente estudio es obtener una relación entre la inversión o costo y el beneficio económico para determinar si el vehículo aéreo no tripulado es rentable o no.

6.1 Costos de implementación

A continuación se detallan todos los costos implicados para desarrollar el proyecto, tanto en la parte mecánica como en la electrónica. La mayoría de los elementos mencionados fueron adquiridos por envío desde el exterior con el fin de abaratar costos y debido a que gran parte de los componentes que se requieren para desarrollar el helicóptero son complicados de conseguir a nivel nacional, principalmente en lo referente a dispositivos electrónicos.

6.1.1 Costo de materiales y componentes varios

A continuación se detallan los costos subtotales de los sistemas mecánico (Tabla 26), electrónico (Tabla 27) y de transmisión de video (Tabla 28) que conforman el proyecto. Cabe recalcar que se tomó en consideración un costo adicional por el envío desde el extranjero para los materiales adquiridos fuera del país, el cual fue aproximadamente de \$ 24 por cada paquete traído. La empresa mediante la cual fueron transportados los materiales solo permite un máximo de 5 objetos por envío, por lo que el costo individual sería de \$ 4.80 en promedio, ya que puede variar para diferentes ítems.

Tabla 26

Costo del sistema mecánico

ELEMENTO	DESCRIPCIÓN	CANT.	PRECIO UNIT.	ENVÍO	TOTAL
Rotor principal	Plato cíclico doble hélice con flybar, acople para 3 servos, modelo 450	1	29.99	4.80	34.79
Rotor de cola	Plato cíclico doble hélice con polea de transmisión	1	12.92	4.80	17.72
Hélices	Para rotor principal de 325 mm de largo en fibra de vidrio (1 Par)	1	3.90	4.80	8.70
Hélices	Para rotor de cola de 65 mm de largo en plástico (1 Par)	1	2.99	4.80	7.79
Paletas	Paletas de plástico para Flybar modelo 450 (1 Par)	1	1.45	4.80	6.25
Plancha de aluminio	Aleación de aluminio 7075, 1 mm de espesor, 200x200mm	1	10.98	4.80	15.78
Tubo de aluminio	Tubo de cola en aluminio $\Phi 11 \times \Phi 12.07 \times 347$ mm con varilla para servo de cola	1	4.00	4.80	8.80
Piñón	13 dientes, 3.5 mm de diámetro interior, en cobre	1	2.99	4.80	7.79
Engrane	Juego de Engranaje principal para modelos 450 en plástico	1	4.00	4.80	8.80
Varios	Set de componentes de sujeción para modelos 450, prisioneros, marquillas	1	5.00	4.80	9.80
				SUBTOTAL	126.22

Tabla 27

Costo del sistema electrónico

ELEMENTO	DESCRIPCIÓN	CANT.	PRECIO UNIT.	ENVÍO	TOTAL
Batería	Li-Po Turnigy 2200 mAh 3S	1	12.90	4.80	17.70
ESC	Controlador electrónico de velocidad RCE-BL70G, 70 Amp.	1	62.80	4.80	67.60
Motor Brushless	TL450MX-3500 Tarot 450MX	1	22.99	4.80	27.79
Servomotor	Digital EMAX ES08MD (paquete de 4 servos)	1	23.57	4.80	28.37
Sensor de inclinación	IMU MPU6050 GY-521	1	2.42	4.80	7.22
Sensor para orientación	Giroscopio electrónico Mini K-Bar	1	31.99	4.80	36.79
Módulo de radio frecuencia	Xbee-PRO S2B	2	48.71	4.80	102.22
Microcontrolador	Arduino Nano Atmel Atmega 328	2	6.99	4.80	18.78
Carcasa control remoto	Carcasa de plástico con 2 joysticks, 4 botones de seteo y 2 switch	1	21.93	4.80	26.73
Display	LCD 16x2 para control remoto	1	6.00		6.00
Otros	Placas, borneras, switch, zócalos, etc.	1	10.00		10.00
				SUBTOTAL	349.20

Tabla 28

Costo del sistema para transmisión de video

ELEMENTO	DESCRIPCIÓN	CANT.	PRECIO UNIT.	ENVÍO	TOTAL
Cámara	iLook 1280x720P (HD), 5.8 GHz wireless	1	101.90	4.80	101.90
Receptor	Receptor FPV a 5.8 GHz	1	46.99	4.80	46.99
Adaptador de video	Adaptador de video audio VHS a USB	1	5.40	4.80	5.40
				SUBTOTAL	154.29

El total correspondiente a los costos de materiales y componentes del proyecto en función del sistema mecánico, electrónico y de transmisión de video se presenta en la Tabla 29.

Tabla 29

Costo de Materiales y Componentes varios

SISTEMA	COSTOS
Mecánico	126.22
Electrónico	349.20
Transmisión de video	154.29
Total	629.71

6.1.2 Costos de mano de obra

Con respecto a los costos de mano de obra es importante decir que el volumen de material a mecanizar es bajo, por cuanto la mayoría de piezas fueron adquiridas ya fabricadas. El maquinado de las piezas de la estructura a partir de una plancha de aluminio se llevó a cabo en una punzonadora CNC. También se considera el trabajo de armado de todos los componentes del helicóptero, la calibración del flybar y nivelación de bieletas de los servomotores, configuraciones indispensables para que el helicóptero esté listo para volar. Además fue necesario ampliar la frecuencia de recepción del receptor de video para obtener una imagen nítida. El tiempo que empleamos para estas labores, realizadas por nosotros mismos, fue de aproximadamente 4 horas. Colocando un valor de \$ 5 por hora, obtenemos un costo de \$ 20. Los costos de mano de obra se indican en la Tabla 30.

Tabla 30

Costos de mano de obra

PROCESO	COSTO
Maquinado de la estructura en aluminio	50.00
Armado, calibración y puesta a punto	20.00
Total	70.00

6.1.3 Costo Total

Tabla 31

Detalle de costos totales

DESCRIPCIÓN	COSTO
Materiales y Componentes varios	629.71
Mano de obra	70.00
Total	699.71

6.2 Relación inversión/beneficio

La relación entre el costo o inversión y el beneficio económico que se obtendría permite determinar si un proyecto es rentable o no, es decir si al llevarlo a cabo se obtendrá una ganancia económica, o si en realidad se generarán pérdidas. Esta relación se obtiene al dividir los ingresos totales para los costos totales, como se indica a continuación (Ecuación 6.1):

$$\frac{I}{B} = \frac{\text{Ingresos}}{\text{Costos}} \quad \text{Ec. 6.1}$$

Si el I/B es mayor a 1 se puede afirmar que el proyecto será rentable, debido a que los beneficios serán mayores a los costos, lo que representa una ganancia económica. Por el contrario si la relación es igual o menor a 1 significa que el proyecto no generará ganancias económicas.

Este análisis se determina con el conocimiento previo de los ingresos y costos que lleva una empresa y se proyecta a un determinado tiempo en que se desea saber la rentabilidad del proyecto o compañía. En nuestro caso al no contar con estos datos podemos estimar la ganancia que queremos obtener de la inversión realizada, asumiendo por supuesto que el proyecto es rentable. Al valor del costo total del proyecto se añade un porcentaje de ganancia con lo que se determina el margen de utilidad, porcentaje que varía entre 15 % y 30 % normalmente. En este caso se escoge un valor de 15 % para que el precio de venta al público no se incremente demasiado, y se calcula según la siguiente fórmula (Ecuación 6.2):

$$\text{Margen de utilidad} = \text{Costo total} * \% \text{ de ganancia} \quad \text{Ec.6.2}$$

$$\text{Margen de utilidad} = 699.71 * 0.15$$

$$\text{Margen de utilidad} = \$ 104.96$$

Al costo total se suma el margen de utilidad y se obtiene el precio de venta (Ecuación 6.3):

$$\text{Precio de venta} = \text{Costo total} + \text{Margen de utilidad} \quad \text{Ec.6.3}$$

$$\text{Precio de venta} = 699.71 + (699.71 * 0.15)$$

$$\text{Precio de venta} = \$ 804.66$$

A este valor se suma el % de IVA, que es del 12 % y finalmente se obtiene el precio de venta al público (Ecuación 6.4):

$$P.V.P. = \text{Precio de venta} * IVA \quad \text{Ec.6.4}$$

$$P.V.P. = 804.66 * 1.12$$

$$P.V.P. = \$ 901.23$$

La relación ingreso – beneficio para el proyecto quedaría entonces de la siguiente forma, obteniéndose el 15 % de margen de ganancia estimado previamente:

$$\frac{I}{B} = \frac{804.66}{699.71} = 1.15$$

Visto de otra forma, este indicador significa que por cada dólar que se invierta en el proyecto, se obtendrá una ganancia de 0.15 centavos de dólar. Con el margen de utilidad obtenido previamente conocemos que por cada aeronave vendida se obtendría una ganancia de \$ 104.96. Si comparamos el valor obtenido de venta al público con precios de vehículos aéreos no tripulados similares, el monto está relativamente dentro de un margen aceptable ya que se pueden encontrar en el mercado aeronaves parecidas de diferentes precios y tamaños.

Un punto importante a resaltar se encuentra en que para una empresa, institución o fundación, el adquirir un vehículo aéreo no tripulado implica un

desafío extra, que consiste en aprender a pilotar la aeronave, pues se necesitan muchas horas de práctica en simulador y en vuelo real para obtener una habilidad que permita maniobrarlo con destreza. Debido a que posiblemente sería complicado y caro para una institución poner a una persona a emprender estas labores, es recomendable para la rentabilidad del proyecto que además de ofertar el helicóptero como producto, se ofrezca el servicio de monitoreo aéreo como tal y las muchas otras aplicaciones que se pueden realizar.

CAPÍTULO VII

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

7.1 CONCLUSIONES

- En términos generales la aplicación de monitoreo aéreo por medio de un aeronave no tripulada ha entregado resultados positivos, alcanzándose el objetivo principal con la transmisión de video en tiempo real con una calidad de imagen aceptable y dentro de un rango suficiente para dicho propósito.
- Uno de los principales parámetros a considerar es la autonomía con respecto al tiempo de vuelo máximo que está alrededor de los 10 minutos. En realidad para un piloto con experiencia serían necesarios pocos minutos para realizar tomas aéreas del área requerida, por lo que el tiempo alcanzado es suficiente para aplicaciones de corto alcance relativamente, considerando que la transmisión de los módulos de radio frecuencia permite una distancia hasta de 1500 metros en exteriores.
- El sistema electrónico implementado, tanto en el control remoto como en la aeronave, respondió adecuadamente ya que se cumplieron los parámetros necesarios para el vuelo como son estabilidad y control en la orientación a través de la programación de los servomotores para la orientación del plato cíclico. Además el envío y recepción de datos por radio frecuencia no presentó ningún desfase ni desconexión.
- La programación para el control del motor brushless por PWM fue un factor importante, ya que sin esto no sería posible controlar la altura a la que planea el helicóptero. Aunque se podría programar más potencia para el motor con una curva de mayor pendiente, esto supondría un consumo mayor de energía y reducción de tiempo de vuelo, por lo que un equilibrio entre estos factores es vital. La relación establecida permitió alta estabilidad y autonomía.
- Debido a que la señal de la unidad de medición inercial presentó vulnerabilidad a vibraciones generadas en la estructura por las altas

revoluciones del motor, se concluyó que se puede realizar el vuelo con o sin este dispositivo, en función de si el piloto se acostumbra a maniobrar el helicóptero con o sin este sensor.

- A través del estudio económico se determinó que el precio final del proyecto está dentro de un rango aceptable en comparación con modelos similares en el mercado. Con un porcentaje de ganancia de 15% se podrían obtener poco más de \$ 100 por cada helicóptero vendido, pero debido a que el aprender a pilotar un aparato como este representaría tiempo y costo adicional para quien lo adquiera, es necesario para la rentabilidad del proyecto no solo ofertar el helicóptero como tal, sino ofrecer también los servicios o aplicaciones que se pueden hacer, como son el monitoreo aéreo en lugares de difícil acceso.

7.2 RECOMENDACIONES

- Es importante considerar que el helicóptero no es un juguete, pues un manejo irresponsable podría provocar daños o lesiones a uno mismo o a terceros. Si se va a pilotar la aeronave, se recomienda necesariamente primero practicar con un simulador hasta adquirir la habilidad necesaria para hacerlo en la vida real. De igual forma, se debe comenzar con vuelos a baja altura (mejor conocido como hover) antes de llevar el helicóptero a mayores distancias.
- Se recomienda utilizar el vehículo aéreo por un tiempo menor a 10 minutos, y no deben sobrepasarse jamás los 15 minutos de vuelo continuo, pues la batería podría dañarse o pero aún producirse un choque o accidente. Es necesario revisar la carga de la batería antes de cada vuelo para no exceder el límite inferior de carga permitido.
- Si se desea obtener una calidad de imagen más alta y con menos atenuaciones se recomienda mejorar el sistema de amortiguación de vibraciones para la cámara abordo, ubicado en la parte inferior del tren de aterrizaje. Para este propósito sería posible implementar un gimbal o sistema de estabilización en 2 ejes para la cámara, que incluso permitiría

controlar a distancia el ángulo de enfoque, pero supondría un costo mayor. Este factor está en función de lo que el usuario final necesite, ya que como se ha dicho previamente los vehículos aéreos no tripulados son muy versátiles en cuanto a aplicaciones.

- Si se desea mejorar la estabilidad no solo para la cámara sino para el sistema en general, se recomienda desarrollar un prototipo de mayor tamaño puesto que este cambio supone una mejor estabilidad y mejor control de la aeronave.
- Se recomienda contar con repuestos a la mano cuando se vayan a realizar vuelos, puesto que el helicóptero no está libre de accidentes. Las partes más propensas a sufrir averías en un eventual choque o caída son las hélices del rotor principal. También se recomienda tener más de una batería para poder realizar varios vuelos.

BIBLIOGRAFÍA

- Arduino. (2014). *Página web oficial de Arduino*. Obtenido de <http://arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardNano>
- Cengel, Y. A., & Boles, M. A. (2009). *Termodinámica*. Nevada: Mc Graw Hill.
- CobasHobbies. (2015). Obtenido de CobasHobbies: <http://www.cobashobbies.com/>
- Digi International. (2014). Obtenido de sitio web de Digi International: <http://www.digi.com>
- D'Souza, A. (13 de 12 de 2012). *Ciencia y Tecnología en el siglo XVI*. Obtenido de <http://blogs.ua.es/cienciaytecnologiadelxvi/2012/12/13/el-helicoptero-de-da-vinci/>
- EBAY. (2015). Obtenido de sitio web de eBay: <http://www.ebay.com/>
- Fisher, C. J.-A. (2010). Uso de Acelerómetro para Mediciones de Inclinación. *Using an Accelerometer for Inclination Sensing*. U.S.A.
- FreakWare. (2014). *sitio web de FreakWare*. Obtenido de https://www.freakware.de/technik/Align/Elektronik/Regler-ESC/RCE-BL70G/RCE-BL70G_en.pdf
- Frederick, D. (2014). Obtenido de sitio web de Tarot Helicopteros RC: <http://tarot-rc-heli.com/>
- Fundación Jatun Sacha. (2013). *Acerca de nosotros: Fundación Jatun Sacha Ecuador*. Recuperado el 1 de Abril de 2014, de sitio web de la Fundación Jatun Sacha Ecuador: <http://www.jatunsacha.org/>
- FUTABA - Digital FET Servos. (2011). Las ventajas operacionales significativas de un servo digital. *The Significant Operational Advantages of a Digital Servo*. Illinois, U.S.A.
- FuturHobby. (2012). Obtenido de sitio web de FUTURHOBBY.
- Geek Mom Projects. (31 de Marzo de 2013). *Geek Mom Projects - Diseño por picomol. Desarrollado por WordPress*. Obtenido de <http://www.geekmomprojects.com/gyroscopes-and-accelerometers-on-a-chip/>
- IEEE. (2003). Obtenido de sitio web de IEEE Xplore (Digital Library): <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/mostRecentIssue.jsp?punumber=8332>

- InvenSense Inc. (19 de Agosto de 2013). *Página web oficial de InvenSense*.
Obtenido de <http://invensense.com/mems/gyro/documents/PS-MPU-6000A-00v3.4.pdf>
- James, W. (12 de Diciembre de 2010). *Helifreak*. Obtenido de
<http://www.helifreak.com/>
- Malatinec, T., Popelka, V., Huba, M., & Hudacko, P. (2014). *Laboratory model helicopter control using a lowcost Arduino hardware*.
Bratislavia, Slovakia: STU FEI Bratislava.
- Martínez, D., Rubio, M., & Baraza, C. (2014). *Quadruino.com*. Obtenido de
<http://www.quadruino.com/home>
- Núñez, E. (07 de Enero de 2010). *Alas Volantes*. Obtenido de
http://www.alasvolantes.es/index.php?option=com_content&view=article&id=96:motorizacion&catid=15:material&Itemid=12
- Raletz, R. (2010). *Teoría Elemental del Helicóptero*. París: Editions Cépaduès.
- Retana Pérez, D., & Vargas Moreno, A. E. (2010). Como Estabilizar un helicóptero a escala. *Estabilización de un helicóptero a escala mediante sistemas neuro-difusos*. México.
- RunRyder. (2015). *RunRyder*. Obtenido de
<http://rc.runryder.com/helicopter/home/>
- Sarango, W. (2014). Máquina Punzonadora CNC - Empresa GOIA.
Sangolqui, Pichincha, Ecuador.
- Servo Database. (2014). Obtenido de sitio web de ServoDatabase:
<http://www.servodatabase.com/>
- Tarot. (2012). *TAROT*. Obtenido de <http://www.tarot-rc.com/>
- Turnigy. (2015). Obtenido de sitio web de Turnigy: <http://www.turnigy.com/>
- VStabi. (2014). Obtenido de sitio web de VStabi Pioner of Flybarless:
<http://www.vstabi.info/en>
- Walkera. (2015). iLook Camera User Manual.
- Zin, H. (26 de Abril de 2009). *20minutos.es*. Obtenido de sitio web del periodista Hernán Zin: <http://blogs.20minutos.es/enguerra/tag/aviones-no-tripulados/>