

MODELADO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VUELO BÁSICO DE
ALETEO.

DIEGO LEONARDO VELÁSQUEZ GÓMEZ
JHAYRO JHOSMAN SILVA PARRA
JHON JAIVER AGUIAR VESGA

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIRÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
BUCARAMANGA
2018

MODELADO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VUELO BÁSICO DE
ALETEO.

DIEGO LEONARDO VELÁSQUEZ GÓMEZ
JHAYRO JHOSMAN SILVA PARRA
JHON JAIVER AGUIAR VESGA

Trabajo de grado para optar el título de
Ingeniero Electrónico.

Director

DAVID EUGENIO FORERO MARTÍNEZ
M.Sc en Ciencias de la información y las comunicaciones

Codirectora

MÓNICA ANDREA BOTERO LONDOÑO.
PhD en Ciencias físicas

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
BUCARAMANGA

2018

A Dios por iluminar mi camino en todo momento, por darme la salud para culminar esta etapa de la vida y por las muchas bendiciones que me esperan.

A mi familia, mi madre Elsa, mi papá Emiro, mi padrastro Alberto, mis hermanas Viviana y Paula y a mi abuela Zenaida, por estar siempre apoyarme y alentarme a mejorar cada día y salir adelante, por sus consejos y regaños que fueron fundamentales para terminar este ciclo.

A mi novia por estar a mi lado, por su amor y cariño que me dieron fuerzas en los momentos que más necesitaba.

Por último, a todas las personas que me ayudaron en algún punto de mi carrera, amigos y maestros que marcaron esta etapa como una de las mejores de mi vida.

Muchas gracias, esto es por y para ustedes.

Diego Leonardo Velásquez Gómez.

A papá, a mamá, que con su carácter y amor me formaron, a mis hermanos mi familia, a la vida, a los malos y buenos momentos, a mi amiga y compañera de viaje que siempre estuvo a mi lado desde que emprendí este camino, a mis compañeros y amigos que me ayudaron, les dedico este trabajo con cariño y con un gran agradecimiento.

Jhayro Jhosman Silva Parra.

A Dios por brindarme la sabiduría y por guiarme siempre por el camino correcto.

A mi papá, Nestor, a mi mamá, Ana, a mi hermano, Jefferson y a mi hermana, Karen, que son las personas más importantes en mi vida, gracias por su apoyo y amor en los momentos más difíciles.

Jhon Jaiver Aguiar Vesga.

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	16
1. MARCO TEORICO.....	18
1.1 AERODINÁMICA.....	18
1.2 VARIABLES AERODINÁMICAS:.....	18
1.3 FUERZAS Y MOMENTOS AERODINÁMICOS:	19
2. ORNITÓPTERO.....	21
3. METODOLOGÍA.....	23
3.1 FASE I:	23
3.2 FASE II:	23
3.3 FASE III:	23
3.4 FASE IV:.....	24
3.5 FASE V:.....	25
4. SELECCIÓN DE COMPONENTES	26
4.1 SISTEMA DE ENGRANAJES:.....	26
4.2 RECEPTOR Rx32M:.....	29
4.2.1 Análisis de las señales del receptor Rx32M:.....	31

4.3	MOTOR DC:	33
4.4	TRANSMISOR BLADE MLP4DSM:	34
4.5	VARILLAS CILÍNDRICAS:	34
4.6	VARILLA CUADRADA:	34
4.7	BATERÍA:	34
5.	MODELAMIENTO MATEMÁTICO.....	35
5.1	MODELO FWMAV:	35
5.1.1	Matrices de transformación:	36
5.1.2	Modelo matemático:	40
6.	DISEÑO	42
6.1	SISTEMA DE ENGRANAJES:	44
6.2	ALAS:.....	46
6.3	COLA:.....	47
7.	RESULTADOS	48
8.	CONCLUSIONES	59
	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	61

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Fuerzas y momentos aerodinámicos.	20
Figura 2. Ornitóptero monoplano.	24
Figura 3. Ornitóptero biplano.	24
Figura 4. Sistema de engranajes.	27
Figura 5. Acoplamiento alas.	28
Figura 6. Acoplamiento eje central.....	28
Figura 7. Vista top Rx32M.	30
Figura 8. Esquema de conexiones.....	30
Figura 9. Señal de control motor.....	31
Figura 10. Señal del transmisor 2.4 GHz.	32
Figura 11. Frecuencia de transmisión.....	32
Figura 12. Motor DC.	33
Figura 13. Sistema coordinado body.	35
Figura 14. Perfil alar.....	36
Figura 15. Sistema coordinado ground.....	37
Figura 116. Sistema coordinado ground.....	37
Figura 17. Dimensiones FWMAV con alas semicirculares.....	43
Figura 18. Diseño FWMAV con alas rectangulares.	43
Figura 19. Diseño engranajes.....	45
Figura 20. Prototipo final.....	46
Figura 21. Posición en X del FWMAV respecto a tierra.	49
Figura 22. Posición en Y del FWMAV respecto a tierra.	49
Figura 23. Posición en Z del FWMAV respecto a tierra.	50
Figura 24. Fuerza producida en X.....	51
Figura 25. Fuerza producida en Z.....	51
Figura 26. Respuesta al escalón.....	52
Figura 27. Ubicación de los polos en el plano complejo.	53
Figura 28. Desplazamiento angular a 5000 rpm.	53

Figura 29. Velocidad angular a 5000 rpm.	54
Figura 30. Aceleración angular a 5000 rpm.	54
Figura 31. Desplazamiento angular a 10000 rpm.	55
Figura 32. Velocidad angular a 10000 rpm.	55
Figura 33. Aceleración angular a 10000 rpm.	56
Figura 34. Resultado final FWMAV UIS.	58

LISTA DE ECUACIONES

Ecuación 1. Matriz de transformación Euler.	37
Ecuación 2. Ángulo de ataque.	38
Ecuación 3. Ángulo lateral del cuerpo.....	38
Ecuación 4. Matriz de transformación angular Euler.....	38
Ecuación 5. Fuerza de sustentación.	39
Ecuación 6. Fuerza de arrastre.....	39
Ecuación 7. Fuerza lateral.	39
Ecuación 8. Descomposición de la velocidad de vuelo en sus componentes.....	39
Ecuación 9. Velocidad de aire local.	39
Ecuación 10. Cinemática centro de masa del FWMAV.....	40
Ecuación 11. Velocidad angular de aleteo.	40
Ecuación 12. Ecuación de movimiento.	40
Ecuación 13. Fuerza aerodinámica en el sistema body.....	41
Ecuación 14. Momento aerodinámico.....	41
Ecuación 15. Relación de rotación entre dos engranajes.	45
Ecuación 16. Relación de torque entre dos engranajes.....	46

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Características sistema de engranajes.	26
Tabla 2. Características receptor Rx32M.....	29
Tabla 3. Características motor DC.....	33
Tabla 4. Características del ornitóptero.	44
Tabla 5. Comparación de modelos.	57

RESUMEN

TÍTULO: MODELADO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE VUELO BÁSICO DE ALETEO.¹

AUTORES: DIEGO LEONARDO VELÁSQUEZ GÓMEZ, JHAYRO JHOSMAN SILVA PARRA, JHON JAIVER AGUIAR VESGA.²

PALABRAS CLAVE: FWMAV (Flapping wing micro aerial vehicle), aerodinámica, matrices de transformación, dinámica de cuerpo rígido.

DESCRIPCIÓN:

En este documento se presenta el modelado, diseño y construcción de un FWMAV (Flapping Wings Micro Aerial Vehicles). Empleando el software SolidWorks, se diseña un prototipo de vuelo básico de aleteo, con las medidas de torso, alas y cola, estudiadas en la información recopilada al inicio del proyecto. Se construye el primer prototipo con material reciclable, se hicieron pruebas de vuelo con una liga elástica que simulaba la acción del motor y pruebas del posible peso que podría elevar el prototipo con objetos que simulaban los componentes que van a bordo del FWMAV. Al mismo tiempo se hace una búsqueda de componentes mecánicos, electrónicos y fibra de carbono para realizar un segundo prototipo ya que deben cumplir con ciertas características, tales como, peso, resistencia, tamaño y consumo eléctrico. Luego de la experiencia e información adquirida con las pruebas antes mencionadas, se elabora un segundo prototipo. Por medio del modelo matemático se observan las características físicas principales de vuelo del FWMAV y se hacen simulaciones para observar las fuerzas producidas en los ejes x, y y z en el vuelo de la aeronave. En este punto, se realizan pruebas de vuelo con los componentes reales y se realizan las últimas modificaciones al FWAMV construido.

¹ Trabajo de grado.

² Adscritos a la facultad de ingenierías físico-mecánicas. Escuela de ingenierías eléctrica, electrónica y de telecomunicaciones (E^3T). Director: M.Sc. David Eugenio Forero Martínez. Codirectora: PhD. Mónica Andrea Botero Londoño.

ABSTRACT

TITLE: MODELING AND CONSTRUCTION OF A BASIC FLAPPING FLIGHT PROTOTYPE.³

AUTHORS: DIEGO LEONARDO VELÁSQUEZ GÓMEZ, JHAYRO JHOSMAN SILVA PARRA, JHON JAIVER AGUIAR VESGA.⁴

KEYWORDS: FWMAV (Flapping wing micro aerial vehicle), aerodynamics, transformation matrices, rigid body dynamics.

DESCRIPTION:

This paper presents the modeling, design and construction of a FWMAV (Flapping Wings Micro Aerial Vehicles). Using the SolidWorks software, a prototype of the basic flapping flight is designed, with measurements of torso, wings and tail, studied in the information gathered at the beginning of the project. The first prototype with recyclable material was built, flight tests were made with an elastic link that simulated the action of the engine and tests of the possible weight that could elevate the prototype with objects that simulated the components that go on board the FWMAV. At the same time, a search is made of mechanical, electronic and carbon fiber components to perform a second prototype since they must comply with certain characteristics, such as weight, resistance, size and electrical consumption. After the experience and information acquired with the aforementioned tests, a second prototype is elaborated. By means of the mathematical model the main physical characteristics of flight of the FWMAV are observed and simulations are made to observe the forces produced in the axes x, y and z in the flight of the aircraft. At this point, flight tests are performed with the real components and the last modifications to the constructed FWAMV are made.

³ Undergraduate project.

⁴ Physical-Mechanical Engineering Faculty. Electrical, Electronics and Telecommunications (E^3T) Engineering School. Director: M.Sc. David Eugenio Forero Martínez. Codirectora: PhD. Mónica Andrea Botero Londoño.

INTRODUCCIÓN

Los MAV (Micro aerial vehicles) se clasifican en tres grupos, ala fija (fixed wing), ala rotativa (rotary wing) y aleteo o ala móvil (flapping wing). Cada MAV tiene características únicas que le permiten desarrollar tareas específicas. El MAV de ala rotativa hace movimientos precisos a bajas velocidades; el MAV de ala fija, se mueve rápidamente en ambientes al aire libre y para el caso de los MAV de aleteo (FWMAV), uno de los vehículos más interesante de los tres debido a que permite emular la biomecánica del vuelo de aves e insectos. Presenta ventajas como la flexibilidad al maniobrar, bajo ruido en el movimiento, eficiencia energética y agilidad a bajas velocidades; este último grupo es el de mayor potencial frente a los demás, especialmente en aplicaciones civiles y militares, que pueden ir desde vigilancia, inspección de edificios, búsqueda y rescate hasta exploración en áreas abiertas. Debido a las características mencionadas el vuelo de los FWMAV es más complejo, ya que el movimiento de aleteo genera golpes del ala contra el viento adyacente, produciendo una fuerza que contrarresta la fuerza de gravedad y la de arrastre aerodinámico, dándole la capacidad de mantenerse en vuelo, a diferencia de los otros modelos que mantienen su vuelo por diferencias de presión y velocidad de aire en sus alas. Para describir el mecanismo de vuelo por aleteo, se están realizando estudios que implican describir la dinámica del vehículo, aunque por el momento no se ha podido replicar de manera exacta, se han alcanzado muy buenas aproximaciones [18], [8], [7], [12], [10].

En este trabajo se tomó como referencia el vuelo de la libélula, ya que muchos autores reconocen a estos insectos por su habilidad de vuelo superior al de otras especies de insectos e incluso aves [11], [13], esto debido a que son una de las especies más antiguas en evolucionar para poder volar [6], [4], [16], [5] desarrollando dos pares de alas que controlan perfectamente, las cuales les permiten realizar diferentes tipos de vuelo, tales como mantenerse suspendida, cambiar de dirección rápidamente y alcanzar mayor velocidad en vuelo. En este

trabajo se hará uso de la dinámica de cuerpo rígido para modelar las principales características del vuelo del FWMAV; para esto se emplearán matrices de transformación que consisten en trasladar las fuerzas que interactúan con el FWMAV a su centro de masa, esto permite trasladar las fuerzas a diferentes sistemas de referencia, que en este caso será la tierra (ground) y analizar los movimientos de traslación y rotación que dejan al volar FWMAV.

Uno de los mayores problemas al momento de diseñar e implementar este tipo de FWMAV es la fabricación y consecución de elementos tales como los micro componentes de bajo peso y los motores con la relación potencia-peso más alta para que le permita a la libélula despegar y mantenerse en vuelo. Por tanto, se requiere optimizar el diseño para lograr la mejor integración y sinergia de los componentes, teniendo en cuenta que el hardware del prototipo sea lo más compacto y menos pesado posible, esto se realizó utilizando herramientas de modelado CAD como Solid Works que permiten ajustar los requerimientos deseados tales como la cantidad material, masa, momentos de inercia, centros de masa, entre otros.

1. MARCO TEORICO.

1.1 AERODINÁMICA

La presión que el viento ejerce sobre los cuerpos que se oponen a su libre paso, puede ser considerada la primera manifestación que ha revelado al hombre la ciencia de los fluidos. La palabra fluido se utiliza para denominar a las sustancias cuyo espaciamento molecular es superior al encontrado en cuerpos sólidos, lo cual se traduce en fuerzas intermoleculares débiles que permiten un mayor movimiento entre las partículas. Esta movilidad obtenida en líquidos y gases permite agrupar las propiedades físicas de tal modo que es posible realizar estudios dinámicos cobijados por el nombre de dinámica de fluidos. Cuando el fluido de trabajo es el aire, a esta rama se le conoce como aerodinámica, ciencia práctica con múltiples aplicaciones de ingeniería⁵. Los principales objetivos de esta ciencia son los siguientes:

- La predicción de fuerzas y momentos de cuerpos moviéndose a través de un fluido, usualmente el aire. Como ejemplo se encuentran la sustentación, el arrastre y el momento calculado sobre perfiles, alas y fuselaje de aviones; esto se conoce como aerodinámica externa.
- La determinación de condiciones de movimiento de fluidos en ductos, tuberías y túneles de viento; esto se conoce como aerodinámica interna.

1.2 VARIABLES AERODINÁMICAS:

Las ciencias están rodeadas de un vocabulario técnico utilizado para describir conceptos y fenómenos, quien lo comprende y hace propio domina un lenguaje que

⁵ ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: McGraw Hill, 2001. 1-417 p. ISBN 0-07-237335-0. p, 10.

le permite comunicarse con los seres que así lo hacen y que le rodean. Se definirán a continuación los términos más usados en aerodinámica⁶:

- La Presión es la fuerza que ejerce un fluido en una superficie, debido a la razón de cambio de las moléculas del gas impactando o cruzando la región analizada. Esta variable usualmente es definida en un punto del fluido o en una superficie del sólido, y su magnitud puede variar según el punto estudiado⁷.
- La Densidad se define como la cantidad de masa por unidad de volumen. Tal como en la presión, esta propiedad puede variar según el punto analizado. Cuando se presentan variaciones de la densidad a través de un campo de fluido se determina que se está analizando un fluido compresible, de lo contrario el fluido se considera incompresible⁸.
- La Temperatura de un gas es directamente proporcional al promedio de energía cinética de las moléculas de un fluido; como resultado de esto, un incremento en la temperatura elevará la energía cinética de las moléculas y por ende la energía interna del sistema será más alta⁹.

Los conceptos aerodinámicos explicados se consideran los principales parámetros que pueden influir sobre un fenómeno físico. Un entendimiento claro de ellos permite una interpretación adecuada sobre los cambios y las posibles consecuencias en los fenómenos analizados¹⁰.

1.3 FUERZAS Y MOMENTOS AERODINÁMICOS:

Las fuerzas y momentos aerodinámicos presentes en cualquier cuerpo moviéndose a través de un fluido, son originadas debido a la distribución de presiones y a la

⁶ ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: McGraw Hill, 2001. 1-417 p. ISBN 0-07-237335-0. p. 12.

⁷ *Ibíd*, p. 13.

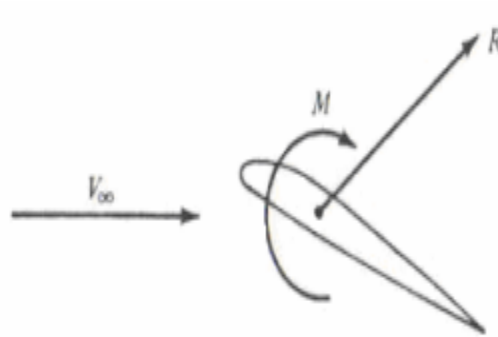
⁸ *Ibíd*, p. 14.

⁹ *Ibíd*, p. 14.

¹⁰ *Ibíd*, p 15.

distribución del esfuerzo cortante sobre su superficie¹¹. Cuando el cuerpo lleva una orientación determinada, como en el caso de los perfiles, se presentan diferentes condiciones de fuerzas y momentos resultantes, como lo muestra la *Figura 1*.

Figura 1. Fuerzas y momentos aerodinámicos.



Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado. Medellín. 2007. [3]

Con base en la *Figura 1* pueden deducirse las dos fuerzas aerodinámicas principales: La fuerza de sustentación, que es la componente de la fuerza resultante, siendo perpendicular a la dirección de la velocidad del aire que incide sobre el cuerpo y la fuerza de arrastre que es la componente de la fuerza resultante, siendo paralela a la dirección de la velocidad del aire. Todas las consecuencias que deja el paso del aire a través de un cuerpo se reflejan en la generación de fuerzas y momentos que son objeto de estudio para la ciencia aerodinámica¹².

¹¹ ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: McGraw Hill, 2001. 1-417 p. ISBN 0-07-237335-0. p, 15.

¹² *Ibíd*, p 17.

2. ORNITÓPTERO.

Dentro de la naturaleza se pueden encontrar una gran cantidad de criaturas exitosamente adaptadas al medio en el que se desenvuelven. Por esta razón, la idea de imitar a la naturaleza ha sido una fuente de inspiración muy fuerte para los desarrolladores de robots. Con el propósito de desarrollar robots que puedan moverse en distintas superficies y medios con una mayor eficacia, la tendencia en la robótica ha sido la de imitar a los seres vivos. En la robótica se pueden distinguir dos grupos principales de robots: robots manipuladores y robots móviles. Dentro del área de robots móviles existen cuatro áreas dominantes de investigación y desarrollo: mecanismos de movimiento, aprovechamiento de la energía, control, sensores y navegación [2].

En relación a los mecanismos para la generación de movimiento, se pueden encontrar sistemas desarrollados por la ingeniería o por métodos biomiméticos, dentro de los cuales existen dos tipos principales [2]:

- Hélices o turbinas: Su principio de operación es el desplazamiento del aire, similar a como lo hacen los aviones o helicópteros tradicionales.
- Alas: Su principio de operación es imitar el movimiento de aleteo de animales voladores, especialmente las aves o insectos.

Parte importante en el diseño de un robot volador es definir y desarrollar el sistema de desplazamiento que utilizará. En este trabajo de investigación se presenta el desarrollo de un sistema de desplazamiento con alas para un robot volador. Uno de los principales desafíos en el diseño de micro vehículos aéreos es realizar movimientos complejos de aleteo bajo extremas limitaciones de peso y tamaño [2].

Por tanto, un ornitóptero es una aeronave más pesada que el aire capaz de generar la sustentación y empuje por el movimiento batiente de sus alas de forma análoga

a como lo hacen las aves. Estos se pueden clasificar de acuerdo a sus configuraciones de ala [2].

- Los monoplanos: Consisten en un par de alas que oscilan en fase.
- Los biplanos: Consisten en dos pares de alas que se mueven en desfase. Estas alas pueden estar una sobre otra o en configuración tándem (un par atrás del otro).
- Alas plegables: Sus alas se doblan de manera de simular el vuelo de pájaros. Las alas se extienden cuando el movimiento es hacia abajo y se pliegan hacia el cuerpo cuando suben, de esta manera reducen el área lo que minimiza el efecto del levantamiento negativo.

Para construir las alas se suelen utilizar marcos rígidos cubiertos por una película plástica, reforzados a través de barras o tubos de fibra de carbono, aleaciones de titanio, polímeros como el PET y PLA o material plástico como el ABS, ya que presentan una buena rigidez y poco peso. Esto ya que se debe conseguir alas que sean flexibles para producir empuje, y al mismo tiempo que tengan rigidez para poder generar sustentación [2].

3. METODOLOGÍA

Para la construcción del prototipo se propusieron 5 fases.

3.1 FASE I:

La primera fase consta de una recopilación bibliográfica sobre el tipo de vehículo aéreo que se va a construir. En esta etapa se tuvieron en cuenta trabajos como los de la empresa Festo, construyendo a BionicOpter [18] y la Universidad Técnica de Delft (TuDelft) construyendo a Delfly [12].

3.2 FASE II:

En esta fase se usó la información recopilada en la fase uno, para decidir el tipo de FWMAV que se va a construir. La investigación arrojó dos resultados principales: los modelos de FWMAV más propensos a volar son el monoplano (aeronave con un solo par de alas) y el biplano (aeronave con dos pares de alas).

3.3 FASE III:

Se construyeron los dos tipos de aeronaves mencionadas anteriormente, empleando material desechable, con el fin de realizar pruebas y decidir el tipo de FWMAV que se va a implementar definitivamente. En las *Figuras 2 y 3* se muestran los ornitópteros monoplano y biplano respectivamente, fabricados en el marco del proyecto.

Figura 2. Ornitóptero monoplano.



Figura 3. Ornitóptero biplano.



3.4 FASE IV:

En la cuarta fase tenemos los resultados de las pruebas de vuelo de ambos vehículos aéreos, estudiando la capacidad de carga, estabilidad y la aerodinámica. Se midió la variación de la posición en cada uno de sus ejes, los cuales varían de

la siguiente manera: en el eje X entre 1,25 m y 1,35 m, en el eje Y entre 1,87 m y 2,05 m y en el eje Z entre 1,16 m y en 1,26 m, empleando el software Matlab por medio de una simulación.

3.5 FASE V:

En esta fase se redactó el informe final.

4. SELECCIÓN DE COMPONENTES

Para adquirir los componentes electrónicos que son utilizados en la construcción del FWMAV, se hizo una búsqueda de los componentes disponibles en el mercado, para seleccionarlos de acuerdo a las características requeridas para la construcción. Una característica importante es la relación tamaño peso, con el fin de lograr que el FWMAV cuente con mayor autonomía de vuelo. Para la elaboración del prototipo, se usaron los siguientes componentes:

- Sistema de engranajes.
- Receptor Rx32M.
- Transmisor Blade MLP4DSM.
- Paquete (3) de varillas cilíndricas de carbono de 1,0 mm x 50 cm (alas).
- Paquete (3) de varillas cuadradas de carbono de 1,5 mm x 40 cm (eje central).
- Batería de 150 mAh 3.7 volts.

A continuación, se presentan de manera detallada cada componente.

4.1 SISTEMA DE ENGRANAJES:

Acople de engranajes que genera el movimiento de aleteo del prototipo gracias al movimiento rotatorio del motor. Las características del kit se describen en la *Tabla 1*.

Tabla 1. Características sistema de engranajes.

Parámetro	Unidad	Magnitud
Módulo	--	0,200

Engranaje pequeño	Dientes	9,000
Engranajes grandes (2)	Dientes	40,00
Ancho	mm	26,00
Longitud	mm	34,00
Altura	mm	28,00
Diámetro motor	mm	6,000
Diámetro eje motor	mm	0,800
Longitud motor	mm	16,00
Resistencia motor	ohms	2,300
Velocidad motor	rpm	2500 – 49000
Voltaje nominal motor	volts	3,700
Corriente nominal motor	mA	65,00
Potencia nominal motor	mW	250,5
Peso kit	grs	2,800

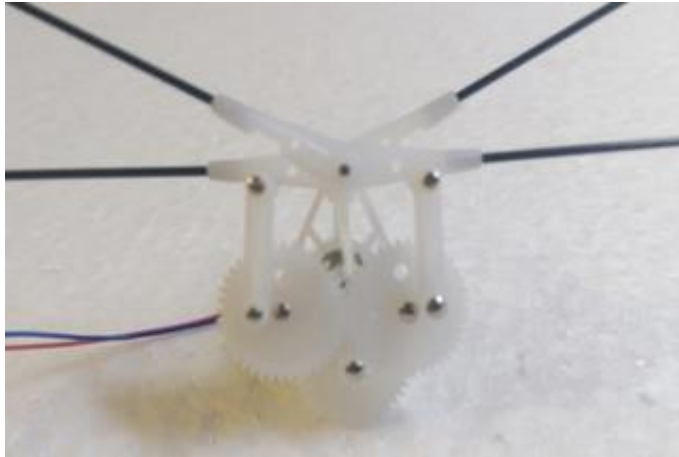
Figura 4. Sistema de engranajes.



Engranajes. Micron Wings. [9].

El componente posee 4 soportes para acoplar las alas (orificios circulares de 1 mm) y un soporte para acoplar el eje central (orificio cuadrado de 1,5 mm) del FWMAV, esto se muestra en las *Figuras 5 y 6* respectivamente.

Figura 5. Acoplamiento alas.



Alas. Micron Wings. [9].

Figura 6. Acoplamiento eje central.



Eje central. Micron Wings. [9].

4.2 RECEPTOR Rx32M:

Unidad receptora de 4 canales para usar con micro servos. Para ahorrar peso, los servos se soldaron directamente a los conectores. Esto también hace que la unidad sea ideal para aplicaciones donde el peso debe mantenerse mínimo. En la *Tabla 2* se muestran las características del receptor.

Tabla 2. Características receptor Rx32M.

Parámetro	Unidad	Magnitud
Salidas	Canales	4,00
Longitud	mm	15,2
Ancho	mm	11,8
Alto	mm	1,60
Peso	grs	0,35
Voltaje	volts	3,30 – 4,20
Modulación	GHz compatible con DSM2	2,40

Nota: Este receptor tiene 4 canales, pero sólo es posible configurarlo para 3 canales en cualquiera de las siguientes configuraciones [16]:

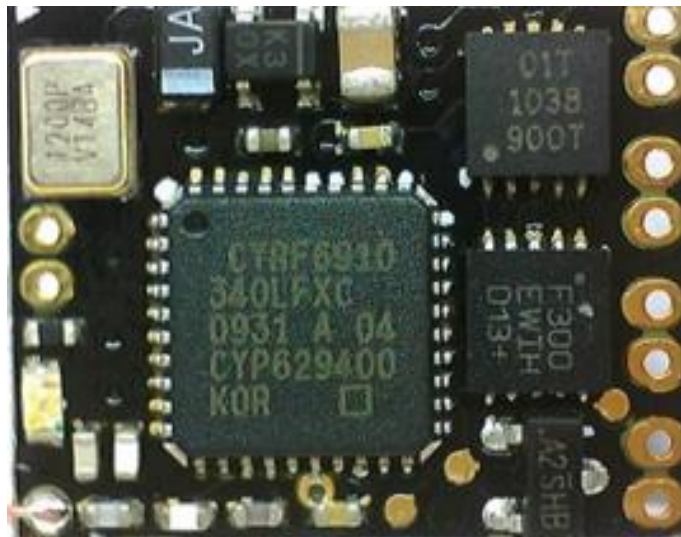
- Acelerador, elevador y timón.
- Acelerador, elevador y alerón.

Las conexiones del motor, los actuadores y la batería en el receptor se ven en la *Figura 8*. Para realizar la conexión entre el receptor y el transmisor se hace lo siguiente [17]:

- Aplicar energía al receptor y esperar que el LED azul parpadee rápidamente.

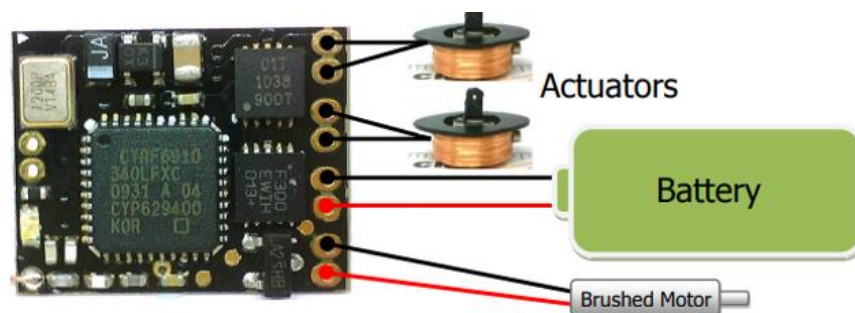
- Encender el transmisor compatible con DSM2.
- Los dispositivos estarán conectados cuando el LED azul se apague y vuelva a encenderse constantemente.

Figura 7. Vista top Rx32M.



Manual. [17].

Figura 8. Esquema de conexiones.



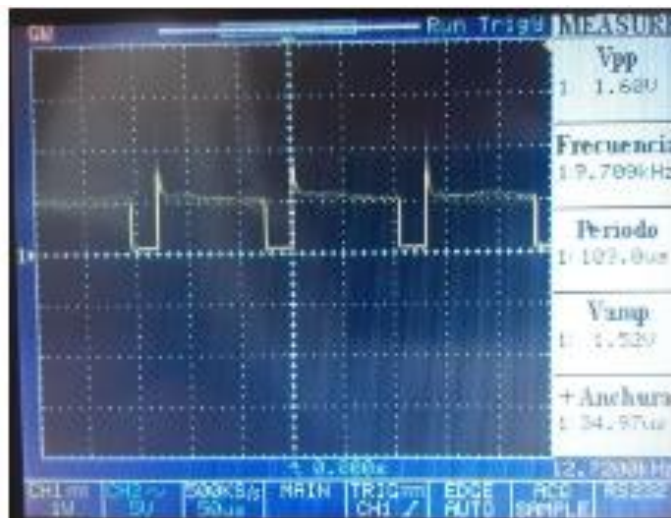
Manual. [17].

4.2.1 Análisis de las señales del receptor Rx32M:

El receptor se utiliza para demodular una señal DSM2 enviada por el Transmisor Blade MLP4DSM. La modulación DSM2 es un protocolo digital que usa dos canales; cuando el transmisor se activa busca dos canales libres en la banda de 2.4 GHz, una vez el receptor escucha al transmisor bloquea los canales libres permitiendo una comunicación más resistente al ruido, a la interferencia y a otros transmisores que transmiten en la misma frecuencia. También encuentra una frecuencia de respaldo al inicio en caso de que la frecuencia primaria falle, esto reduce la posibilidad de perder señal en gran medida; sin embargo, si ambos canales se vuelven inutilizables, puede perder la conexión [19].

En la *Figura 9* se puede observar la señal de control (PWM) que se le aplica al motor. La frecuencia de activación usada es de aproximadamente 8 KHz.

Figura 9. Señal de control motor.



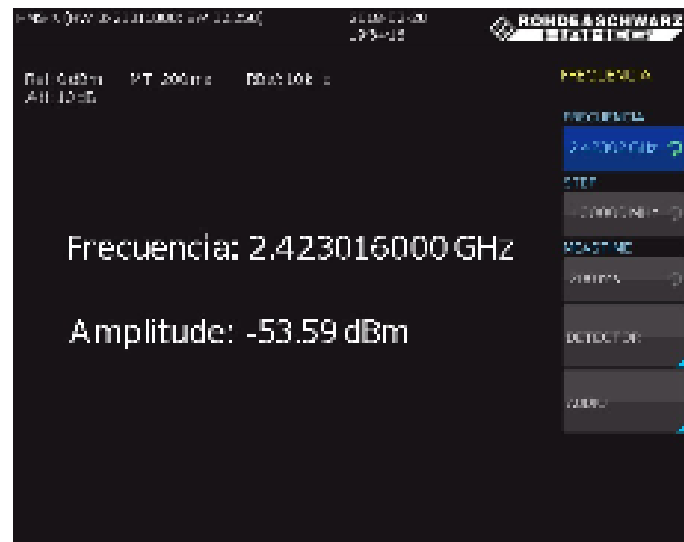
En la *Figura 10* se observa el espectro de la señal transmitida, se observa que está cerca de los 2.4 GHz y con una potencia pico de -76.62 dBm. En la *Figura 11* se

observa que la frecuencia transmitida por el Blade MLP4DSM es de 2.42 GHz y una potencia promedio de -53.59 dBm.

Figura 10. Señal del transmisor 2.4 GHz.



Figura 11. Frecuencia de transmisión.



4.3 MOTOR DC:

En la *Figura 12*, se observa el motor de 6 mm con escobillas utilizado. Es importante resaltar que su conexión con el receptor Rx32M debe hacerse como aparece en la *Figura 8*, ya que si no hace de esta manera afectará la integridad del receptor.

Figura 12. Motor DC.



Micron Wings. [14].

En la *Tabla 3* se muestran las características principales del motor.

Tabla 3. Características motor DC.

Parámetro	Unidad	Magnitud
Diámetro motor	mm	6
Longitud motor	mm	14
Diámetro eje motor	mm	0,76
Peso	grs	1,71
Resistencia	ohms	3,6
Voltaje	Volts	3 – 5

Velocidad motor	rpm	2500 – 52000
Corriente nominal	mA	68
Precio unidad	Dólar	2,36

4.4 TRANSMISOR BLADE MLP4DSM:

Control remoto que envía las ordenes de movimiento al FWMAV por medio de una modulación DSMX en la banda de 2.4 GHz. El control tiene 4 canales y dos modos de programación.

4.5 VARILLAS CILÍNDRICAS:

Se utilizaron 4 varillas de fibra carbono para las alas del prototipo, cada una con una longitud de 14 cm.

4.6 VARILLA CUADRADA:

Se utilizó una varilla de fibra carbono para el eje central del prototipo, con una longitud de 21 cm.

4.7 BATERÍA:

Para la alimentación del FWMAV se usa una batería lipo de 150 mAh, 3.7 volts y 30 C, que proporciona un suministro de energía por 30 minutos aproximadamente.

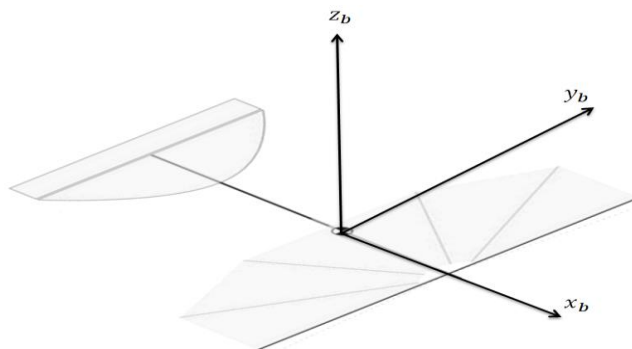
Nota: se recomienda que la conexión entre la batería y el módulo Rx32M, se haga por medio de un conector de inserción para facilitar su carga o reemplazo, además esto puede evitar corto circuitos en el módulo RC y no comprometer su integridad ya que este no cuenta con protección ante picos de corriente.

5. MODELAMIENTO MATEMÁTICO

5.1 MODELO FWMAV:

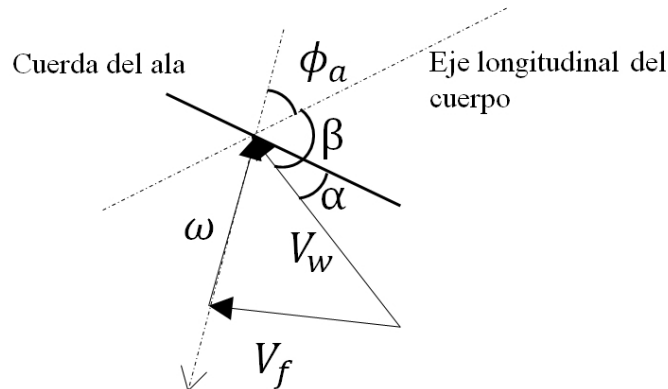
En la naturaleza la libélula obtiene la fuerza aerodinámica al batir las alas, generando la sustentación suficiente para vencer el peso de esta y así levantar vuelo; las alas de la libélula solamente representan del 1% al 5% del peso total del insecto, haciendo que los efectos de la inercia sobre ella sean relativamente pequeños, por tanto, estos efectos se pueden omitir durante el aleteo, lo que permite usar el modelo de cuerpo rígido para conocer la fuerza resultante que actúa sobre su centro de masa permitiendo que la libélula vuele. En consecuencia, es necesario establecer las partes del FWMAV que tienen movilidad, en este caso las alas que permiten controlar la velocidad de vuelo. Para conocer el movimiento de las alas se definió un sistema coordenado que permitió determinar la ubicación del centro de masa del FWMAV en todo momento, siendo este el punto de referencia del vuelo del FWMAV. En la *Figura 13* se presenta el sistema de coordenadas que se definió, el origen del sistema coordenado f_b , se ubica en el centro de masa del FWMAV.

Figura 13. Sistema coordenado body.



Cuando hay un movimiento relativo entre las alas del FWMAV y el aire alrededor de ellas, se produce la fuerza aerodinámica, para describirla se definen las siguientes variables, ver *Figura 14*, dónde:

Figura 14. Perfil alar.



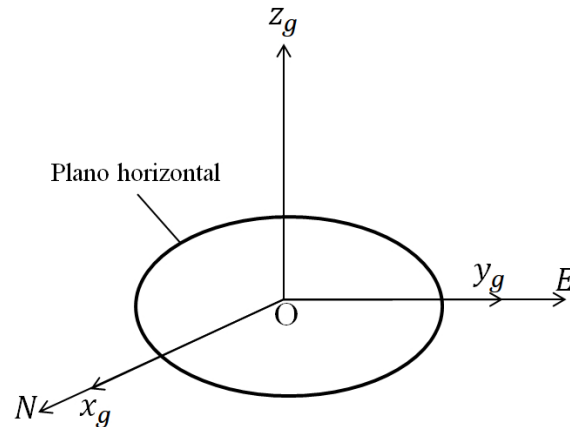
- V_w = Proyección de la velocidad local del aire en el plano simétrico de las alas.
- V_f = Proyección en el plano simétrico del ala de la velocidad de chorro libre.
- ω = Velocidad angular de aleteo.
- β = Ángulo entre el eje longitudinal del cuerpo y la velocidad de aire local.
- α = Ángulo formado entre la cuerda del ala y la velocidad local del aire.
- ϕ_a = Ángulo formado entre el eje x_b y la dirección del aleteo.

5.1.1 Matrices de transformación:

Una vez se definen las variables mencionadas, se procede a ubicar el origen de los sistemas coordenados del ala y la velocidad, siendo el sistema coordenado del ala $f_\omega(x_\omega, y_\omega, z_\omega)$ alineado con el centro de masa del FWMAV; el sistema coordenado velocidad $f_v(x_v, y_v, z_v)$ se ubica de tal manera que x_v sea paralelo al vector V_w (velocidad de aire). Por último se define el sistema coordenado ground $f_g(x_g, y_g, z_g)$

para el cual su centro O_g se ubica en un punto fijo en el suelo; los ejes x_g y y_g se ubican al plano horizontal de la tierra alineándolos con el norte geográfico N, y el este geográfico E respectivamente, mientras el eje z_g es perpendicular a estos dos como se observa en la *Figura 15*.

Figura 15. Sistema coordenado ground.



Luego se determina la orientación del sistema coordenado velocidad f_v con respecto al sistema coordenado body f_b por medio de la matriz de transformación de Euler.

Ecuación 1. Matriz de transformación Euler.

$$T_{v,b} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{bv} \cos \beta_{bv} & \sin \beta_{bv} & \sin \alpha_{bv} \cos \beta_{bv} \\ -\cos \alpha_{bv} \sin \beta_{bv} & \cos \beta_{bv} & -\sin \alpha_{bv} \sin \beta_{bv} \\ -\sin \alpha_{bv} & 0 & \cos \alpha_{bv} \end{pmatrix}$$

Dónde:

- α_{bv} = Ángulo de ataque, ángulo que se forma entre la cuerda geométrica del perfil alar con la dirección de aire incidente.
- β_{bv} = Ángulo lateral del cuerpo.

Siendo α_{bv} y β_{bv} definidas por:

Ecuación 2. Ángulo de ataque.

$$\alpha_{bv} = \tan^{-1} \left(\frac{V_z + \omega \cdot b \cdot \sin \phi_a}{V_x + \omega \cdot b \cdot \cos \phi_a} \right)$$

Ecuación 3. Ángulo lateral del cuerpo.

$$\beta_{bv} = \tan^{-1} \left(\frac{V_y}{\sqrt{(V_x - \omega \cdot b \cdot \cos \phi_a)^2 + (V_z + \omega \cdot b \cdot \sin \phi_a)^2}} \right)$$

Dónde ϕ_a es la dirección del aleteo y b es la longitud del tramo del ala. También se sabe el sistema coordenado body está dada por el vector $\bar{V} = (V_x, V_y, V_z)$ en cada uno de sus ejes. Una vez determinada la orientación del sistema coordenado velocidad, se hace uso de la matriz de transformación angular Euler, para determinar la orientación del sistema de coordenadas body con respecto al sistema de coordenadas ground.

Ecuación 4. Matriz de transformación angular Euler.

$$T_{b,g} = \begin{pmatrix} c(\varphi)c(\theta) & s(\varphi)c(\theta) & -s(\theta) \\ -s(\varphi)c(\gamma) + c(\varphi)s(\theta)s(\gamma) & c(\varphi)c(\gamma) + s(\varphi)s(\theta)s(\gamma) & c(\theta)s(\gamma) \\ s(\varphi)s(\gamma) + c(\varphi)s(\theta)c(\gamma) & -c(\varphi)s(\gamma) + s(\varphi)s(\theta)c(\gamma) & c(\theta)c(\gamma) \end{pmatrix}$$

Donde φ, θ y γ son los ángulos de guiñada, cabeceo y alabeo del FWMAV respectivamente. Una vez se tienen las matrices de transformación de los sistemas de referencia, se descomponen la fuerza aerodinámica en sustentación L, fuerza de arrastre D y fuerza lateral C, definidas como:

Ecuación 5. Fuerza de sustentación.

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot V_i^2 \cdot S \cdot C_l$$

Ecuación 6. Fuerza de arrastre.

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot V_i^2 \cdot S \cdot C_d$$

Ecuación 7. Fuerza lateral.

$$C = \frac{1}{2} \rho \cdot V_i^2 \cdot S \cdot C_c$$

Ecuación 8. Descomposición de la velocidad de vuelo en sus componentes.

$$V^2 = (V_x \sin \phi_a + V_z \cos \phi_a)^2 + V_y^2 + (-V_x \cos \phi_a + V_z \sin \phi_a + \omega \cdot b)^2$$

Siendo V la velocidad de aire local en el ala (velocidad de vuelo), S el área superficial del ala y ρ la densidad del aire. También se tienen en cuenta C_l , C_d y C_c , que son los coeficientes de sustentación, arrastre y fuerza lateral respectivamente, los valores de estos parámetros son aproximados y fueron tomados de [11], también se incorpora la velocidad de aire local en el ala, como sigue:

Ecuación 9. Velocidad de aire local.

$$V = [1.5 + r \cdot (1.1) \cdot (0.4) \quad r \cdot (1.2) \cdot (0.5) \quad r \cdot (1.3)]$$

Donde r representa un vector aleatorio para simular las perturbaciones.

5.1.2 Modelo matemático:

Al definir los componentes del modelo matemático se obtienen dos ecuaciones. La primera representa la cinemática del centro de masa del FWMAV dando la posición de la libélula respecto al sistema coordenado ground, la segunda muestra el comportamiento de la velocidad angular del aleteo.

Ecuación 10. Cinemática centro de masa del FWMAV.

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c(\varphi)c(\theta) & -s(\varphi)c(\gamma) + c(\varphi)s(\theta)s(\gamma) & s(\varphi)s(\gamma) + c(\varphi)s(\theta)c(\gamma) \\ s(\varphi)c(\theta) & c(\varphi)c(\gamma) + s(\varphi)s(\theta)s(\gamma) & -c(\varphi)s(\gamma) + s(\varphi)s(\theta)c(\gamma) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\gamma) & c(\theta)c(\gamma) \end{pmatrix}$$

Ecuación 11. Velocidad angular de aleteo.

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} & \frac{\cos \gamma}{\cos \theta} \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 1 & \sin \gamma \tan \theta & \cos \gamma \tan \theta \end{pmatrix}$$

En las ecuaciones anteriores x_g , y_g y z_g son las posiciones del FWMAV con respecto al sistema de coordenadas body, el vector $V = [V_x, V_y, V_z]$ es la velocidad del FWMAV en el sistema body; $W = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ es la velocidad angular del aleteo en el sistema body. Además, la ecuación de movimiento es determinada empleando la segunda ley de Newton y la matriz de transformación angular de la ecuación 1.

Ecuación 12. Ecuación de movimiento.

$$m \cdot g = F + T_{b,g} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{pmatrix}$$

Ecuación 13. Fuerza aerodinámica en el sistema body.

$$F = T_{b,g} \cdot \begin{pmatrix} -D \\ -C \\ -L \end{pmatrix}$$

Donde L , D y C se definieron anteriormente, siendo estas fuerzas la fuente del desplazamiento lineal; F es la fuerza aerodinámica en el sistema coordenado body. Por último, se define la ecuación del momento aerodinámico que representa los cambios de actitud de las rotaciones en los ejes del sistema coordenado body.

Ecuación 14. Momento aerodinámico.

$$M = \begin{pmatrix} x_{cm} - x_p \\ y_{cm} - y_p \\ z_{cm} - z_p \end{pmatrix} \times F + \begin{pmatrix} x_{cm} - x_p \\ y_{cm} - y_p \\ z_{cm} - z_p \end{pmatrix} \times T_{b,g} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{pmatrix}$$

En esta ecuación del momento aerodinámico x_{cm} , y_{cm} y z_{cm} son la posición del centro de masa del FWMAV con respecto al sistema coordenado ground, x_p , y_p y z_p representan la posición de la presión aerodinámica en el ala.

El modelo matemático del FWMAV es descrito en las *Ecuaciones* 10, 11 y 12, el análisis de este modelo será presentado en la sección de resultados. En las *Ecuaciones* 2 y 3, w , que es la velocidad angular de las alas, está ligada directamente con los rpm del motor elegido. De la misma manera en la *Ecuación* 12 la masa, m , corresponde a la masa del FWMAV con todos los dispositivos electrónicos. El modelo matemático presentado, fue tomado y modificado de [12].

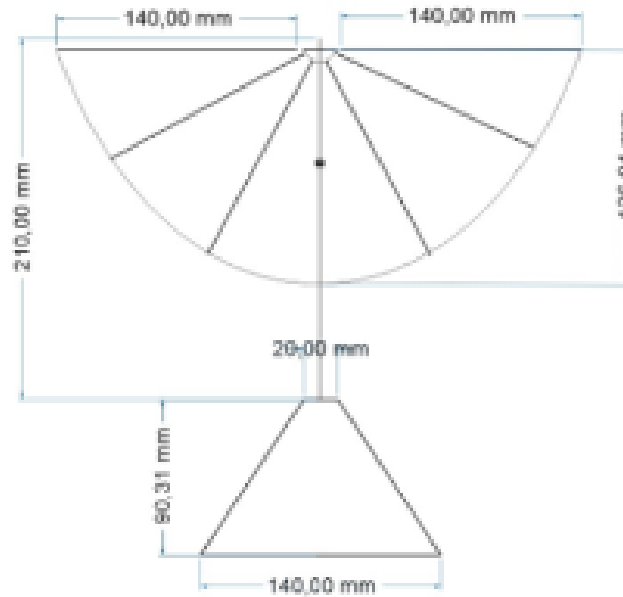
6. DISEÑO

La construcción del prototipo consta de tres partes principales: sistema de engranajes, alas y cola. El aspecto principal de esta etapa es el diseño de las alas y elegir los materiales usados para la construcción del FWMAV. De la sección de modelado se obtuvo un área superficial de ala de 118.71 cm^2 , con la cual se genera una fuerza necesaria para contrarrestar el peso del FWMAV y que este pueda elevarse. En primera instancia se construyó un FWMAV con alas semicirculares como se observa en la *Figura 16*; en la *Figura 17* se muestran las dimensiones de este prototipo, este tipo de alas poseían un problema, aunque cumplían con un área superficial de 120 cm^2 aproximadamente, estaban reforzadas con varillas de fibra de carbono de 1 mm de diámetro, lo cual les agregaban un peso significativo reduciendo la frecuencia de aleteo, esto se traduce en que el FWMAV no era capaz de generar el empuje necesario para mantenerse en vuelo.

Figura 16. Prototipo con alas semicirculares.

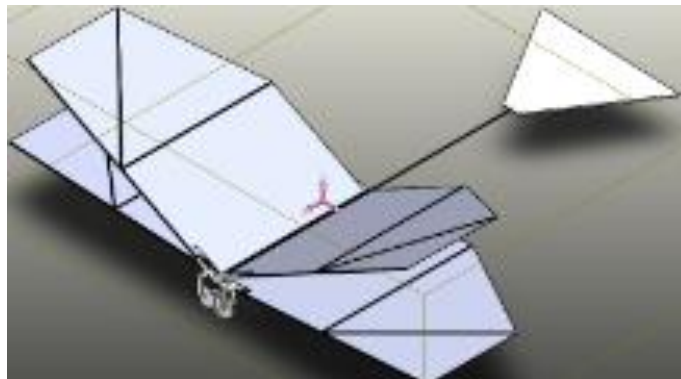


Figura 17. Dimensiones FWMAV con alas semicirculares.



Para solucionar este problema se rediseñó el ala reduciendo su peso y cambiando su forma (alas rectangulares) con un área superficial de 110 cm², esto permitió mejorar su tiempo de vuelo. En la *Figura 18* se muestra el diseño del prototipo con ala rectangular.

Figura 18. Diseño FWMAV con alas rectangulares.



Las características de este prototipo se resumen en la *Tabla 4*.

Tabla 4. Características del ornitóptero.

Parámetro	Unidad	Magnitud
Longitud ave	<i>cm</i>	31,0
Envergadura ave	<i>cm</i>	30,0
Longitud alas	<i>cm</i>	14,0
Área superficial ala	<i>cm²</i>	118
Área superficial cola	<i>cm²</i>	70,0
Peso ave	<i>grs</i>	30,0

Nota: el motor entrega un torque aproximado de 0.000217 N.m a 11000 rpm.

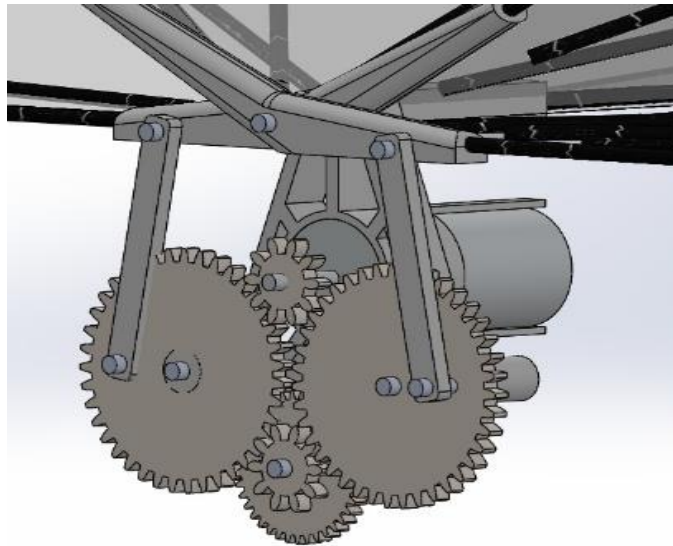
Por lo tanto, el diseño debe garantizar que el área superficial de ala sea aproximadamente de 110 cm² o más grande para obtener el empuje necesario y poder volar.

6.1 SISTEMA DE ENGRANAJES:

Los engranajes proporcionan ventajas mecánicas a los sistemas rotacionales [15], debido a que se utiliza un motor de gran velocidad, pero con un torque incapaz de generar el empuje en las alas para volar, el sistema de engranajes nos permite acoplar el sistema de transmisión y la carga, al reducir la velocidad del sistema, aumentando el torque de salida. Para la construcción del FWMAV se utiliza el sistema de engranajes que se muestra en la *Figura 19*, donde se observa que el eje del motor se acopla con un engranaje pequeño de 9 dientes y este se acopla con dos engranajes grandes de 40 dientes cada uno. Para entender mejor el funcionamiento de los engranajes y facilitar el análisis, se hicieron dos suposiciones. La primera un comportamiento lineal entre los engranajes, esto porque puede ocurrir que el engranaje impulsor (pequeño) gire un pequeño ángulo antes de hacer

contacto con el engranaje impulsado (grande) [15]. A medida que giran los engranajes, la distancia recorrida a lo largo de la circunferencia de cada uno de los engranajes es la misma, en la ecuación 15 se observa la relación entre la rotación de los engranajes impulsor e impulsado. Donde θ_1 y θ_2 representan los ángulos de desplazamiento, r_1 y r_2 representan los radios y N_1 como N_2 representan el número de dientes de los engranajes 1 y 2 respectivamente.

Figura 19. Diseño engranajes.



Ecuación 15. Relación de rotación entre dos engranajes.

$$\frac{\theta_2}{\theta_1} = \frac{r_1}{r_2} = \frac{N_1}{N_2}$$

La segunda suposición es que los engranajes no absorben o almacenan energía, es decir, los engranajes tienen inercia y amortiguamiento despreciables [15]. Ahora bien, el interés es conocer la relación entre el par de entrada, T_1 , y el par de salida, T_2 . De la ecuación 16 se observa que los pares son directamente proporcionales a

la razón del número de dientes, esto permite lograr el par de salida suficiente para un vuelo estable.

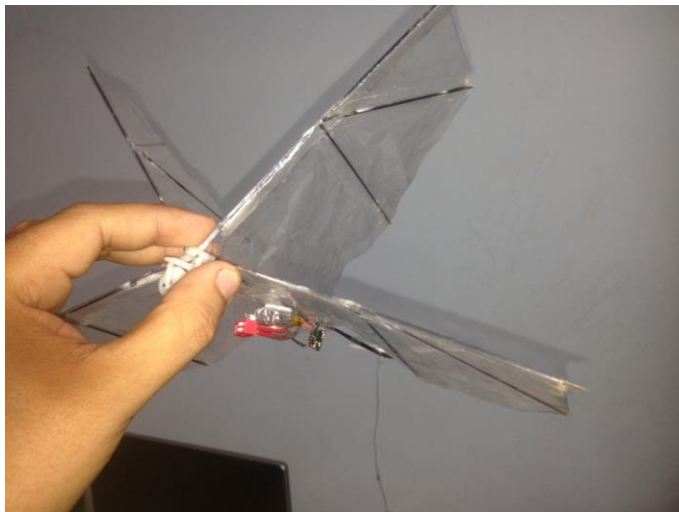
Ecuación 16. Relación de torque entre dos engranajes.

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\theta_1}{\theta_2} = \frac{N_2}{N_1}$$

6.2 ALAS:

El FWMAV de alas rectangulares (segundo prototipo), posee unas alas con marcos rígidos en fibra de carbono cubiertos por una película plástica. En este proyecto se utilizó material reciclable para evaluar las características del prototipo final. El primer prototipo tenía alas fabricadas con bolsa de basura (ver *Figura 3*), reforzadas con varillas de bambú, el segundo prototipo tiene alas elaboradas con papel celofán, reforzadas con varillas en fibra de carbono (ver *Figura 20*), ya que es un material resistente y liviano.

Figura 20. Prototipo final.



De acuerdo con el programa de diseño Solid Works, las propiedades del prototipo de ala rectangular fueron los siguientes:

- Masa = 23,68 grs (sin componentes electrónicos).
- Volumen = 13577,77 mm³.
- Área de superficie = 113166,19 mm².
- Centro de masa: (mm) X = 3,76, Y = 16,95, Z = -44,43.

Nota: Con el centro de masa se define la ubicación de los componentes electrónicos ya que es una posición que no compromete el vuelo del dispositivo.

6.3 COLA:

El prototipo posee una cola triangular, elaborada en poliestireno expandido, cumple la función de ayudar a estabilizar el vuelo.

Nota: El área superficial de la cola es aproximadamente 0,5 veces el área superficial de un ala, además su peso debe estar equilibrado con el centro de masa y la ubicación de los elementos, otro aspecto importante para un vuelo estable, la cola debe marcar una inclinación aproximada entre 3 a 5 grados con respecto a la horizontal y/o eje central del prototipo, esto nos fija el ángulo de ataque del ornitóptero ya que una inclinación mayor o menor produciría una caída en picada.

7. RESULTADOS

Con el fin de determinar la viabilidad del modelo matemático, se simuló y se obtuvieron las gráficas de cada una de las ecuaciones que describen el modelo del FWMAV, las cuales son, la posición (ver ecuación 10) y la dinámica de movimiento (ver ecuación 12), estas ecuaciones describen el comportamiento del centro de masa, además la velocidad angular (ver ecuación 11) está relacionada con el movimiento de las alas. Conviene subrayar que se tomó el sistema coordenado ground como sistema principal, es decir, que todos los resultados están referenciados a este sistema. Además, se tomaron ciertas consideraciones para poder realizar la simulación, estas son: masa del FWMAV = 0,03 Kg, aceleración de la gravedad = $9,8 \text{ m/s}^2$, área superficial del ala = $0,011871 \text{ m}^2$, densidad del aire en Bucaramanga = $1,0279 \text{ Kg/m}^3$, coeficiente de sustentación máximo ($C_{l\text{máx}}$) = 2, Coeficiente de arrastre máximo ($C_{d\text{máx}}$) = 2, Coeficiente de fuerza lateral máximo ($C_{c\text{máx}}$) = 0,5 y Coeficiente de arrastre cero (C_{d0}) = 0,05 [4].

Como se observa en las *Figuras 21, 22 y 23* la posición en cada uno de sus ejes, varía en el rango de 1,25 m a 1,35 m en el eje X, entre 1,87 m y 2,05 m en Y y entre 1,16 m y 1,26 m en Z, esto se debe a las perturbaciones del medio tales como corrientes de aire inesperadas, las cuales se tuvieron en cuenta en el código de simulación para que se acercara más a un ambiente real. Se desea resaltar que en los resultados obtenidos de la simulación se observa que el FWMAV se elevó por encima del plano de tierra alcanzando una altura media de 1,21 m (eje Z), además de eso avanza en la dirección X con una media de 1,30 m alcanzando una velocidad media de 0,13 m/seg. En el caso de la velocidad angular, los resultados obtenidos son un poco desconcertantes porque no corresponden a un movimiento armónico, son más parecidos a ruido posiblemente por el hecho de que el sistema puede ser no-lineal, pero esto se analizará más adelante. Y en los resultados de vuelo de la libélula se obtuvo una media de elevación de 1,21 metros y un vuelo continuo de 40 segundos.

Figura 21. Posición en X del FWMAV respecto a tierra.

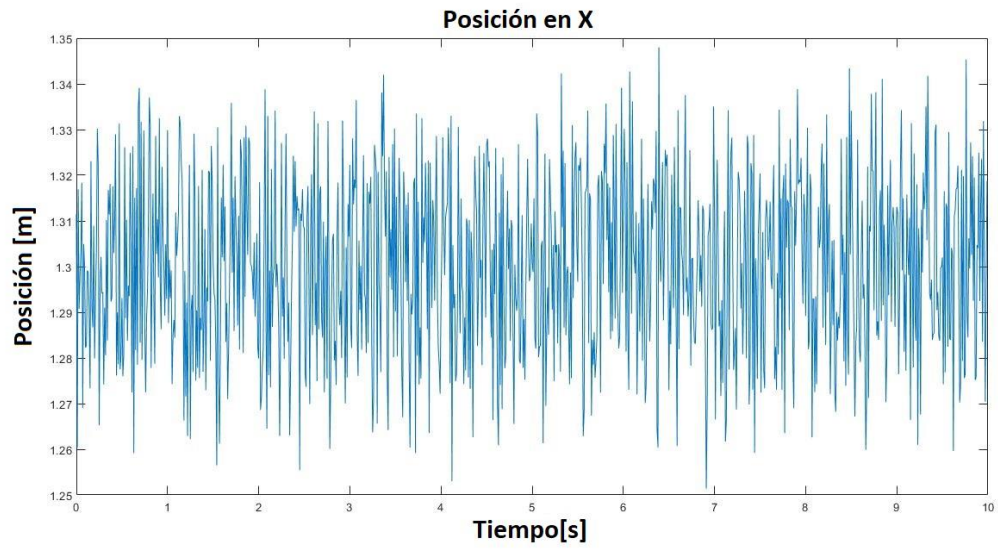


Figura 22. Posición en Y del FWMAV respecto a tierra.

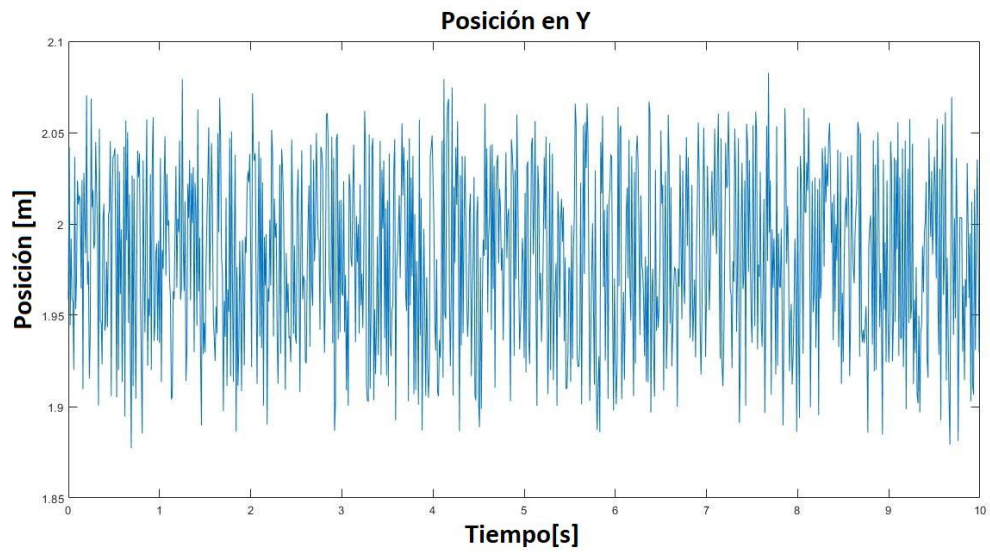
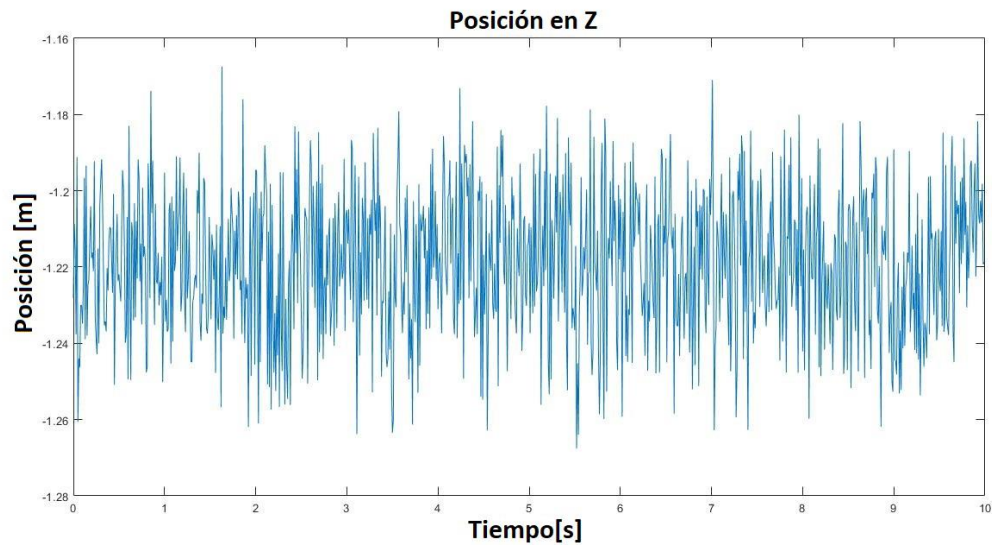


Figura 23. Posición en Z del FWMAV respecto a tierra.



Las Figuras 24 y 25 representan la dinámica de movimiento del FWMAV, que es capaz de describir los factores que hacen posible el vuelo del prototipo, como lo son las fuerzas ejercidas por el FWMAV en cada uno de los ejes coordenados. La Figura 24 muestra la fuerza producida por el FWMAV en el eje X permitiéndole avanzar en esta dirección, este movimiento es posible porque esta fuerza producida vence la fuerza de arrastre D que es de $1,58 \text{ N}$, aunque esta fuerza no es constante, su promedio que es de $1,6 \text{ N}$, que si supera la fuerza de arrastre. En la Figura 25 se observa que el promedio de la fuerza producida por el FWMAV en el eje Z es de $0,4559 \text{ N}$, superando el peso del mismo que es de $0,294 \text{ N}$, permitiéndole elevarse por encima del plano tierra, esto también se ve reflejado en la fuerza de sustentación L que es de $0,427 \text{ N}$ la cual también es mayor que el peso del FWMAV. Es de suma importancia que estas dos fuerzas sean mayores al peso para que el prototipo mantenga su vuelo. Luego de obtener y analizar las gráficas de las ecuaciones que describe el modelo del FWMAV se procede a observar la respuesta al escalón del modelo para conocer su comportamiento a cambios abruptos en su entrada, así

mismo nos da una idea del tiempo de establecimiento de la señal, en otras palabras, cuánto tarda el sistema en alcanzar su estado estacionario.

Figura 24. Fuerza producida en X.

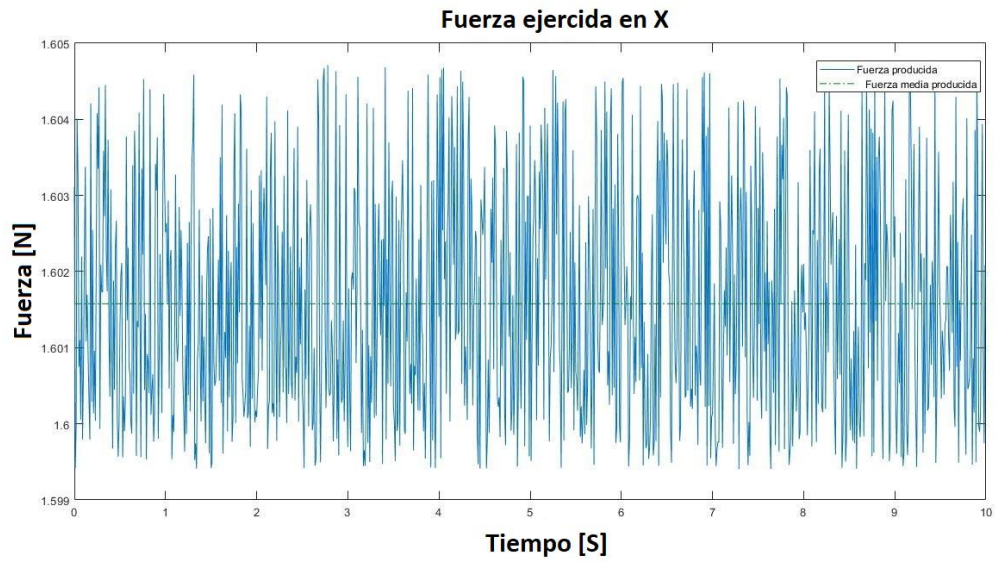
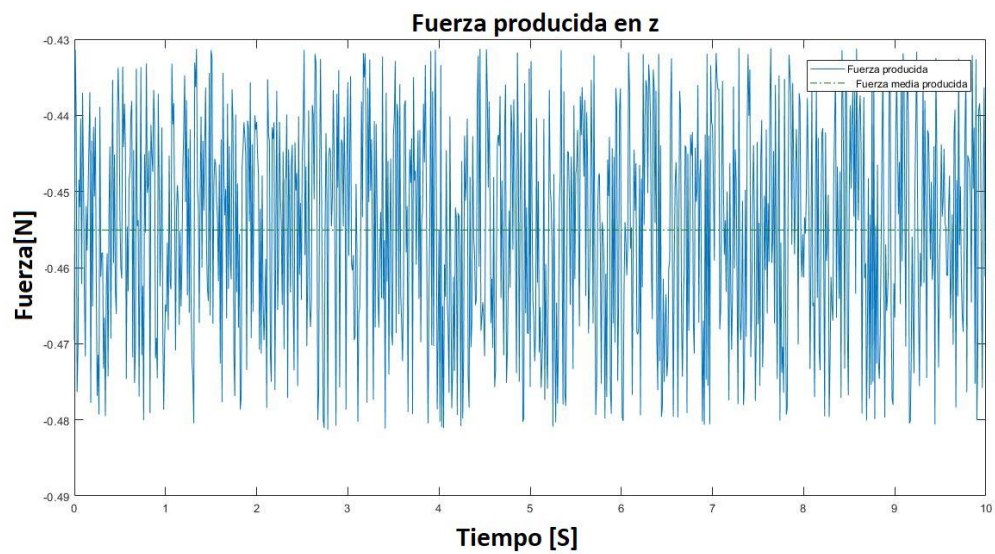


Figura 25. Fuerza producida en Z.



La respuesta al escalón de la *Figura 26* indica que el modelo es inestable ya que a una entrada acotada como lo es el escalón su salida también lo debería ser, pero por el contrario aumenta infinitamente, debido a los componentes no lineales del modelo siendo el caso de las matrices de transformación.

Ahora al observar la *Figura 27*, muestra la ubicación de los polos y ceros del sistema, que se encuentran ubicados en $p_1 = 0.505+0.863i$, $p_2 = 0.505-0.863i$, $p_3 = 1$, corroborando la inestabilidad del sistema. Como se mencionó anteriormente la gráfica de la velocidad angular se observa distorsionada porque el sistema es inestable, entonces para poder analizarla de manera correcta se usó la herramienta de análisis de movimiento de SolidWorks, la cual utiliza la relación de posición del ensamblaje del FWMAV, junto con los contactos de las piezas para determinar con precisión los movimientos físicos de un ensamblaje. A continuación, se muestra el desplazamiento, velocidad y aceleración angular de una de las alas inferiores a 5000 rpm y 10000 rpm en el motor.

Figura 26. Respuesta al escalón.

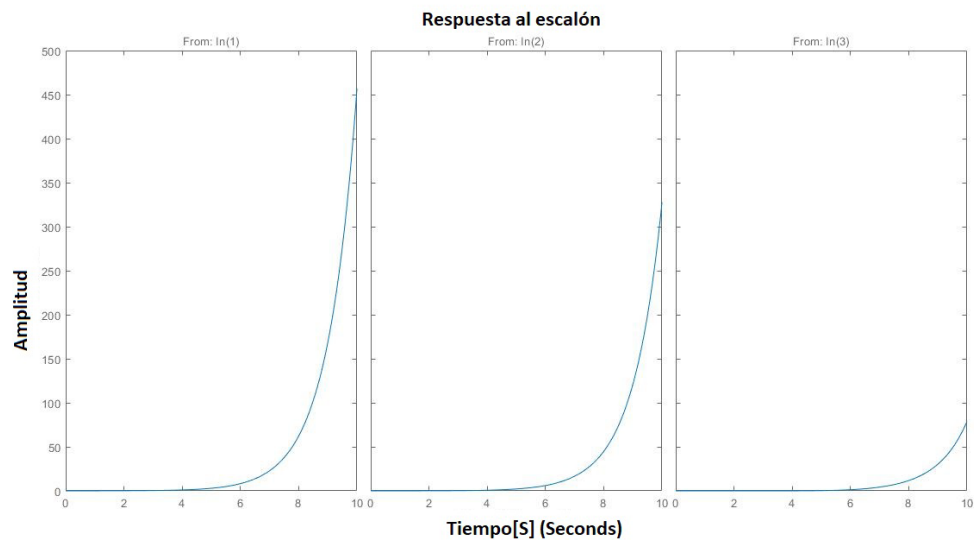


Figura 27. Ubicación de los polos en el plano complejo.

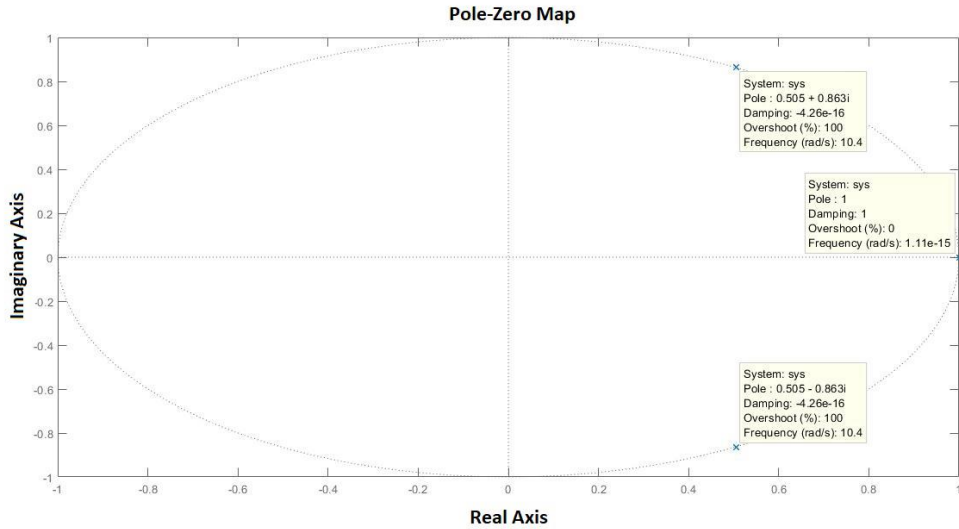
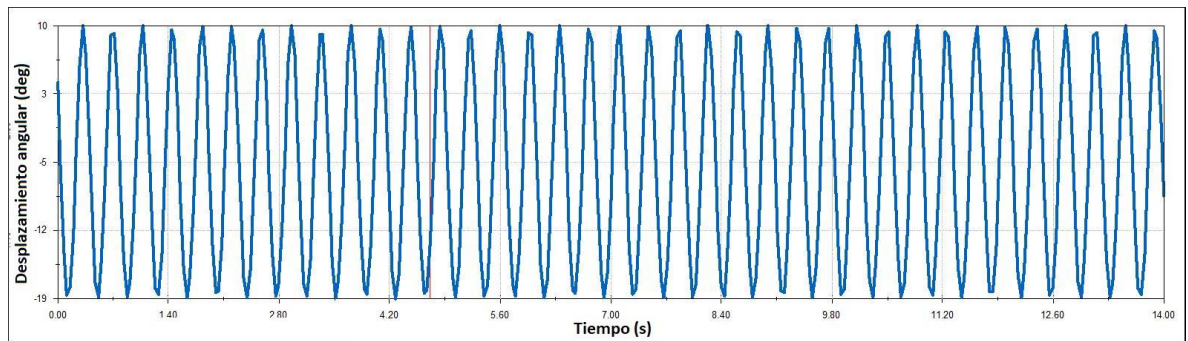
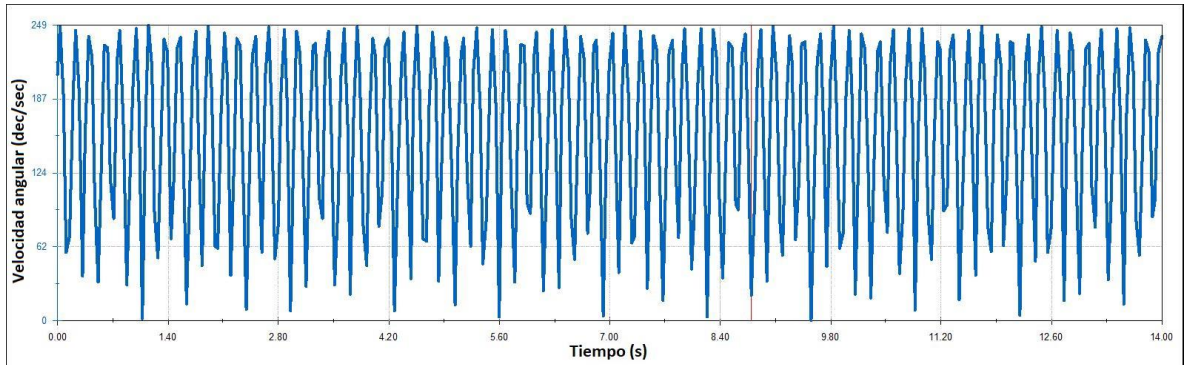


Figura 28. Desplazamiento angular a 5000 rpm.



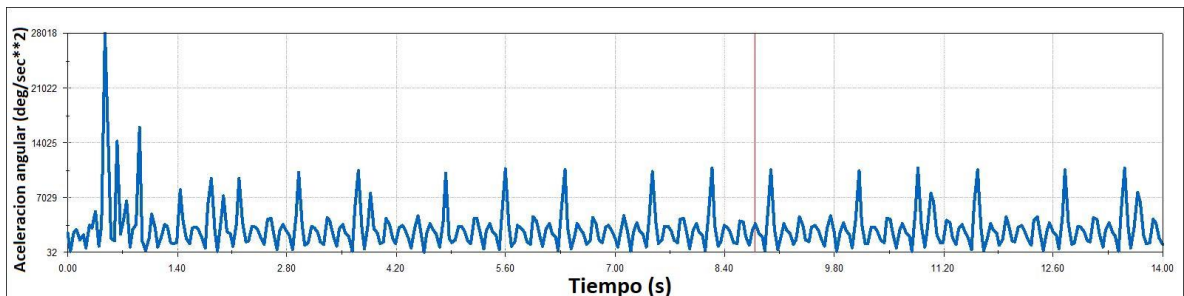
En la *Figura 28* que muestra el desplazamiento angular, se observa que la posición natural del ala es de $\theta = -5^\circ$ y a medida que se desplaza alcanza un mínimo de $\theta = -19^\circ$ y un máximo de $\theta = -10^\circ$, teniendo una libertad de movimiento de aproximadamente $\theta = 30^\circ$ en cada movimiento de aleteo.

Figura 29. Velocidad angular a 5000 rpm.



Por otra parte, la velocidad angular de la *Figura 29* oscila entre 0 y 249 deg/seg, o en rpm de 0 a 41.5, mostrando como actúa la relación de engranajes usada.

Figura 30. Aceleración angular a 5000 rpm.



Al observar la *Figura 30* de la aceleración angular se puede notar como el sistema tiene una respuesta amortiguada, ya que al inicio del movimiento se ve el sobrepico en la aceleración (estado transitorio), pero luego de 1,2 seg la aceleración se estabiliza (estado estable), los pequeños picos que se ven se deben a que en ese momento la aceleración es máxima por ende la velocidad es 0. Cuando se duplicaron las revoluciones del motor a 10000 rpm se pudo percibir que la libertad de movimiento de las alas se mantiene en $\theta = 30^\circ$, como lo muestra la *Figura 31*,

pero la velocidad y aceleración aumentan la misma razón que lo hace las revoluciones del motor. En las Figuras 32 y 33 se observa este comportamiento.

Figura 31. Desplazamiento angular a 10000 rpm.

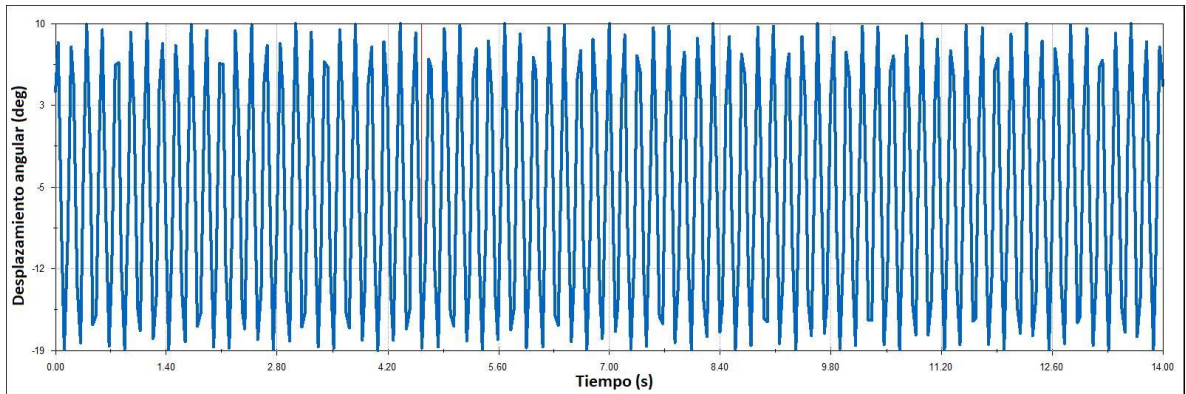


Figura 32. Velocidad angular a 10000 rpm.

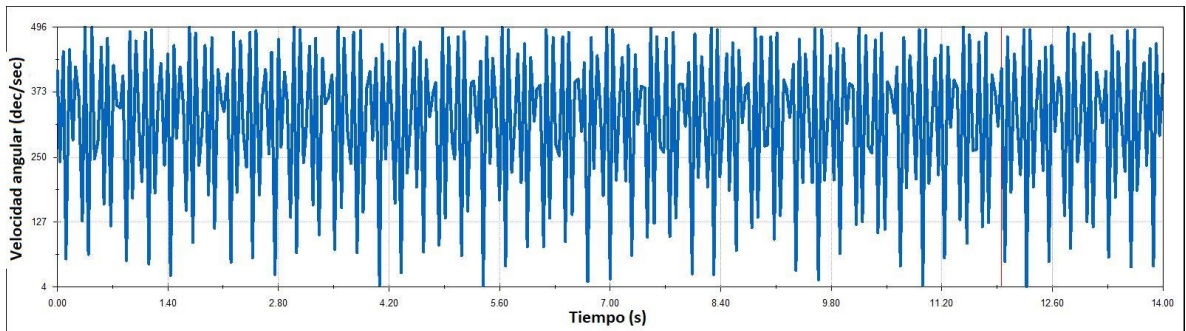
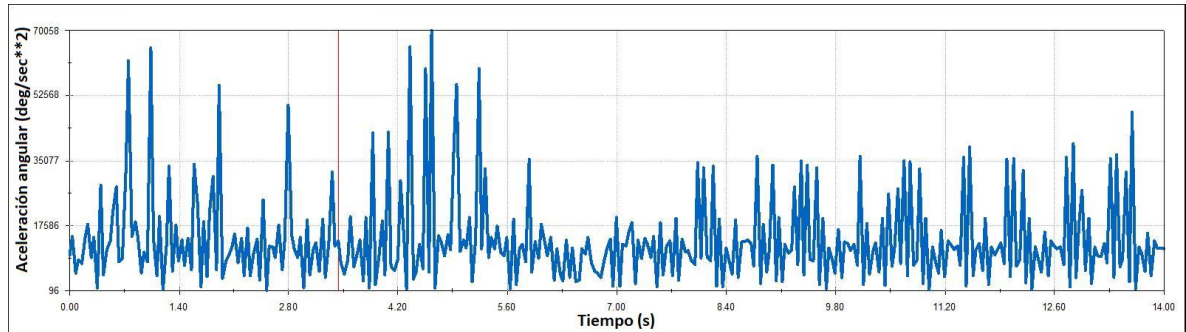


Figura 33. Aceleración angular a 10000 rpm.



La frecuencia de desplazamiento angular aumenta debido a que hace el movimiento de aleteo más rápido por el aumento de revoluciones del motor, pero se mantiene la libertad de movimiento de $\theta = 30^\circ$. Como las rpm del motor aumentaron al doble, la velocidad angular máxima también lo hace pasando de 249 deg/seg a 496 deg/seg. La aceleración a 10000 rpm aumenta el doble al igual que lo hizo la velocidad, pero la estabilización de este aumenta de 1,2 seg a un poco más de 5,6 seg, alcanzando el estado estable alrededor de los 35077 deg/seg².

Una vez hecho el análisis del modelo matemático se construye el prototipo en plástico y fibra de carbono. Posee 4 alas, dispuestas en 2 pares que oscilan en desfase. Luego de hacer pruebas de vuelo con alas semicirculares y rectangulares con la misma área superficial, se optó por dejar el prototipo con alas rectangulares, ya que brindan un empuje mayor al observarse que alcanzaba una mayor altura y un vuelo más estable. El prototipo tiene un vuelo aproximado de 40 seg en las primeras pruebas, porque aún no posee un control de dirección a bordo, haciendo que la fuerza de empuje sea redirigida por las perturbaciones del medio resultando en que el dispositivo cambie abruptamente de dirección y se precipite al suelo. Con la interacción entre los engranajes y el motor, se les transfiere un torque a las alas de 0,000217 N.m a 11000 rpm, a un torque aproximado de 0,004429 N.m a 557 rpm. También se cuenta con una batería de 150 mAh que entrega una potencia

aproximada de 1,1 W, brindando una autonomía de 30 min en promedio. El prototipo aún carece de un sistema de despegue, por lo cual debe ser lanzado por el operario a una altura mayor a 1,50 m, para darle el empuje inicial y poder iniciar el vuelo. Es un prototipo sensible a las perturbaciones del medio, pero presenta una aerodinámica que es capaz de hacer un descenso que no afecta la integridad de su estructura, se logró disminuir el peso hasta un total de 30 grs que incluye la estructura del FWMAV, el sistema de radio control (con un alcance de control de 50 m), el motor que proporciona la potencia necesaria para volar y la batería que alimenta el sistema. La *Tabla 5* muestra una comparación del prototipo modelado y construido en este documento con otros de las mismas características para saber en qué nivel de desarrollo se encuentra.

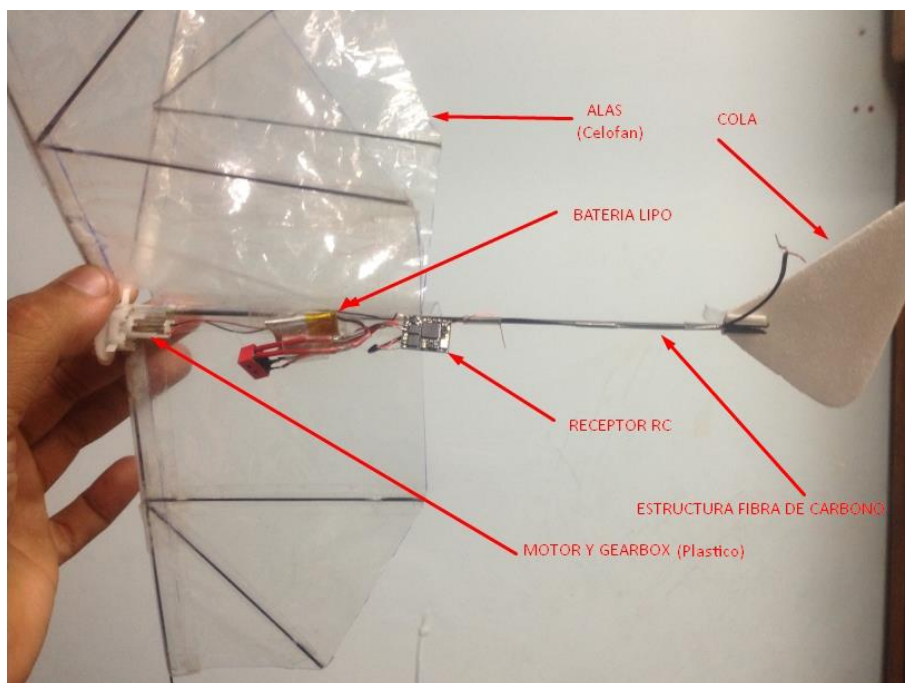
Tabla 5. Comparación de modelos.

Modelo	Peso (grs)	F de aleteo (Hz)	T de vuelo (seg)
Delfly I	21,0	20	900
Delfly II	16,0	20	900
Delfly micro	3,07	30	180
Delfly Explorer	20,0	20	540
BionicOpter	175	15 – 20	---
U. de Manizales	---	15	---
FWMAV UIS	30,0	10	45

Aún hay características por mejorar ya que hay prototipos que tienen menor peso como es el caso de los desarrollados por TUDelf [3], estos también cuentan con un tiempo de vuelo más prolongado que quiere decir que tienen un desarrollo más avanzado en términos de componentes electrónicos y materiales de construcción; al igual que sucede con el FWMAV construido por Festo [1] ya que este posee un control independiente de cada una de sus 4 alas pero es más pesado que el desarrollado en este documento.

En la *Figura 34* se muestra el resultado final de la construcción del FWMAV y la ubicación de los componentes electrónicos en este. En el siguiente enlace se muestran las etapas de construcción y las pruebas de vuelo realizadas para comprobar el funcionamiento del prototipo.
<https://www.youtube.com/watch?v=aM1dYVSh1UU&t=0s>

Figura 34. Resultado final FWMAV UIS.



8. CONCLUSIONES

- El modelo matemático es altamente no lineal debido a que es una aproximación de un sistema real y como la mayoría de sistemas reales es no lineal e inestable. Se usan matrices de transformación en el modelo las cuales están compuestas principalmente de funciones trigonométricas que son no lineales haciendo al modelo no lineal e inestable, en la sección de resultados se observa (ver Figuras 26 y 27) que la respuesta del sistema al escalón y ubicación de polos corresponde a un sistema inestable.
- Para mejorar la carga útil y el tiempo de vuelo, se puede reemplazar el motor, teniendo las siguientes consideraciones: aumentar la potencia entregada por el motor (no exceder una corriente nominal de 400 mA debido a que el receptor no entrega una corriente mayor), mantener el diámetro del motor en 6 mm para poder acoplarlo al sistema de engranajes, además de eso aumentar la capacidad de carga de la batería utilizada. Si se desea instalar un motor brushless, la instalación del mismo requiere una configuración mecánica y electrónica adicional.
- Se observó por medio del modelo matemático que si se modifica el ángulo de apertura de las alas a un ángulo mayor, la fuerza ejercida para elevar FWMAV aumenta, aunque la fuerza de avance disminuye considerablemente, caso contrario si el ángulo de apertura del ala es menor la fuerza de avance el FWMAV aumenta, pero disminuye la fuerza en el eje vertical (eje Z), esto es una característica importante si se desea dotar a futuros prototipos con la capacidad de despegue como se ve en el mundo animal.
- El tiempo de vuelo máximo alcanzado por el prototipo en las pruebas realizadas, fue de 40 s, esto no quiere decir que sea el tiempo máximo de vuelo del FWMAV construido. Este tiempo puede variar de acuerdo al entorno en que se hagan los vuelos, debido a que el prototipo no posee un sistema de dirección y

puede chocar con algún obstáculo. El prototipo posee la capacidad para acoplar un sistema de dirección en la cola, usando una de las salidas para actuadores disponibles en el receptor.

- La manufactura de este prototipo fue el reto más importante de asumir en el proyecto, se carecía de herramientas para la construcción de sus componentes mecánicos, un factor muy importante en estos proyectos de implementación. Se pretende mostrar unos pasos y experiencias para que las nuevas investigaciones en base a estos dispositivos puedan avanzar de una manera más rápida y enfocándose en mejorar características del FWMAV, creando nuevos diseños con base en el prototipo mostrado, también es necesario contar con mejores elementos y herramientas por parte del plantel educativo de forma gratuita fomentando el desarrollo científico.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001, 417p.

[2] ARÉVALO GARRIDO, Boris Alberto. Mecanismos de adaptación del aleteo de un ornitóptero robotizado. Tesis de pregrado en ingeniería civil eléctrica. Santiago de Chile: Universidad de Chile. Facultad de ciencias físicas y matemáticas. Departamento de ingeniería eléctrica, 2015, 85p.

[3] BERNAL ORTIZ, Andrés. ORREGO BUSTAMANTE, Santiago. Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado. Tesis de pregrado de ingeniería mecánica. Medellín: Universidad EAFIT. Escuela de ingenierías, 2007, 206p.

[4] CHAN, Woei Leong; NGUYEN, Quoc Viet; DEBIASI, Marco. Pitch and Yaw Control of Tailless FlappingWing MAVs by Implementing Wing Root Angle Deflection. National University of Singapore. Singapore. 2014.

[5] COUCEIRO, Micael S; FONSECA FERREIRA, M. N; TENREIRO MACHADO, José A. Hybrid adaptative control of a dragonfly model. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. USA. 2012.

[6] COUCEIRO, Micael S; FONSECA FERREIRA, M. N; TENREIRO MACHADO, José A. Modeling and control of a Dragonfly-like robot. Journal of Control Science and Engineering 2010. USA. 2010.

[7] C.P, Du; J.X, Xu; Y. Zheng. Modeling and control of a dragonfly-like micro aerial vehicle. Advances in Robotics & Automation. USA. 2016.

[8] G.C.H.E, de Croon; M, Percin; B.D.W, Remes; R. Ruijsink; C. de Wagter. The Delfly: Design, aerodynamics and artificial intelligence of a flapping wing robot. Springer Dordrecht Heidelberg New York Londres. Inglaterra. 2016.

[9] Gearbox. [En línea]. Disponible en:

<http://www.micronwings.com/Products/Gearbox6mmOrnithopterWithShaftandFittings/index.shtml>.

[10] GROEN, Mark; BRUGGEMAN, Bart; REMES, Bart; RUIJSINK, Rick; van OUDHEUSDEN, Bas; BIJL, Hester. Improving flight performance of the flapping wing MAV Delfly II. Faculty of Aerospace Engineering, Delf University of Technology. Kluwerweg, Holanda. 2010.

[11] JOHANSSON, Frank; SÖDERQUIST, Marten; BOKMA, Folmer. Insect wing shape evolution: independent effects of migratory and mate guarding flight on dragonfly wings. Biological Journal of the Linnean Society. Londres. Inglaterra. 2009.

[12] KENNON, Mathew; KLINGEBIEL, Karl; WON, Henry; ANDRIUKOV, Alexander. Development of the Nano Hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle. Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee, USA. 2012.

[13] MAY, Michael. Dragonfly Flight: Power Requirements at High Speed and Acceleration. The Journal of Experimental Biology. USA. 1991.

[14] Motor DC. [En línea]. Disponible en:

<http://www.micronwings.com/Products/MotorBrushed6mmx14mm3.6Ohm/index.shtml>.

[15] NISE, Norman. Sistemas de control para ingeniería. 3 ed. México: Continental, 2006, 949p.

[16] OKAMOTO, Masato; YASUDA, Kunio; AZUMA, Akira. Aerodynamic Characteristics of the Wing and Body of a Dragonfly. The Journal of Experimental Biology. USA. 1995.

[17] Receiver origin Mi-Rx32M. [En línea]. Disponible en:

<http://www.micronwings.com/Products/ReceiverOriginMi-RX32M/index.shtml>.

[18] STOLL, Wilfried; FRONTZEK, Heinrich; KNUBBEN, Elías; MUGRAUER, Rainer; MUGRAUER, Gunter; JEBENS, Agalya; JEBENS, Kristof. Festo: BionicOpter. [En línea]. Festo AG & Co.KG. Alemania. 2018. Disponible en:

https://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/339855/Festo_BionicOpter_es.pdf.

[19] Spektrum. [En línea]. Disponible en:

<https://www.spektrumrc.com/Technology/DSM2.aspx>.