

# **ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL**

## **FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) CON  
SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICO PARA DESPEGUE Y  
ATERRIAJE VERTICAL (VTOL).**

**EVALUACIÓN TÉCNICA-ECONÓMICA DE SISTEMAS DE  
PROPULSIÓN ELÉCTRICA PARA UN UAV TIPO VTOL**

**TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO  
REQUISITO PARA LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERA EN  
MECÁNICA**

**KELLY DANIELA VELASCO HAZ**

**kelly.velasco@epn.edu.ec**

**DIRECTOR: ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES, PhD**

**esteban.valencia@epn.edu.ec**

**DMQ, febrero 2024**

## **CERTIFICACIONES**

Yo, KELLY DANIELA VELASCO HAZ declaro que el trabajo de integración curricular aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

---

**KELLY DANIELA VELASCO HAZ**

Certifico que el presente trabajo de integración curricular fue desarrollado por KELLY DANIELA VELASCO HAZ, bajo mi supervisión.

---

**ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES**  
**DIRECTOR**

## **DECLARACIÓN DE AUTORÍA**

A través de la presente declaración, afirmamos que el trabajo de integración curricular aquí descrito, así como el (los) producto(s) resultante(s) del mismo, son públicos y estarán a disposición de la comunidad a través del repositorio institucional de la Escuela Politécnica Nacional; sin embargo, la titularidad de los derechos patrimoniales nos corresponde a los autores que hemos contribuido en el desarrollo del presente trabajo; observando para el efecto las disposiciones establecidas por el órgano competente en propiedad intelectual, la normativa interna y demás normas.

---

**KELLY DANIELA VELASCO HAZ**

---

**ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES**

## DEDICATORIA

A aquellos que siempre confiaron en mí y compartieron cada paso de mi camino, familiares y amigos.

A mis adorables sobrinos, quienes son mi razón de ser y mi mayor motivación, les deseo que esta experiencia sea una constante fuente de inspiración para alcanzar la grandeza día tras día.

## AGRADECIMIENTO

Deseo expresar mi sincero agradecimiento a la Virgen del Guayco, a quien recurro con devoción frecuentemente, confiando en su luz y bendiciones para guiarme a lo largo de este significativo trayecto que culmina en este momento especial.

Mi profundo agradecimiento a mis queridos padres, Fátima y Luis quienes han sido mi sólido respaldo tanto en lo moral como en lo económico a lo largo de mi travesía estudiantil. Su inquebrantable apoyo ha sido el faro que iluminó mi camino.

A mi adorada hermana Paola, mi segunda madre y fuente inagotable de inspiración, le debo mi gratitud eterna. Su ejemplo ha sido mi guía constante, orientándome en múltiples aspectos de la vida. Sin ellos, me sentiría completamente perdida.

No puedo pasar por alto el amor y apoyo incondicional de mi pareja Andrés, quien ha estado a mi lado en los momentos alegres y desafiantes. Su presencia ha sido mi mayor fortaleza junto a sus palabras de aliento que nunca me dejaron darme por vencida.

A todos mis amigos, quienes han sido compañeros inseparables en este viaje, les agradezco de corazón. En cada ocasión, hemos compartido apoyo mutuo, creando recuerdos memorables que atesoro profundamente.

Agradezco a mis queridos gatos, fieles compañeros que estuvieron a mi lado durante cada una de las largas noches en las que me quedé despierta hasta altas horas de la madrugada a lo largo de todos estos años. Gracias por ser testigos silenciosos de mi travesía académica.

# ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIONES.....	I
DECLARACIÓN DE AUTORÍA.....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTO.....	IV
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	V
LISTA DE FIGURAS .....	VII
LISTA DE TABLAS.....	VIII
RESUMEN .....	IX
ABSTRACT .....	X
1 DESCRIPCIÓN DEL COMPONENTE DESARROLLADO.....	1
1.1 Objetivo general.....	2
1.2 Objetivos específicos .....	2
1.3 Alcance .....	2
1.4 Marco teórico .....	2
Sistemas UAVs (vehículos aéreos no tripulados).....	2
Clasificación de UAVs .....	3
Sistemas VTOL (despegue y aterrizaje vertical).....	4
Clasificación de los sistemas tipo VTOL.....	4
Sistemas de propulsión eléctricos .....	11
1.5 Contribución del trabajo .....	17
2 METODOLOGÍA.....	18
2.1 Parámetros cualitativos y cuantitativos .....	18
2.2 Relación de los componentes para evaluación del sistema de propulsión. ....	24
Combinación Motor-Propela.....	25
Combinación Motor-ESC .....	26
Combinación Motor-Batería.....	27
2.3 Memoria de cálculo .....	27
Base de datos.....	27
Condiciones de operación .....	29
Implementación de código.....	30
3 RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	36

3.1	Resultados .....	36
	Configuración seleccionada para cinco motores .....	36
	Configuración seleccionada para tres motores.....	39
	Comparación entre configuraciones de tres y cinco motores. ....	41
3.2	Conclusiones .....	44
3.3	Recomendaciones .....	45
4	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	45
5	ANEXOS .....	50
	ANEXO I: MODELOS RECOPIADOS.....	50
	ANEXO II: BASE DE DATOS MySQL WORKBENCH .....	55
	ANEXO III: PYTHON .....	55
	ANEXO IV: RESULTADOS DE CONFIGURACIONES FINALES.....	60
	ANEXO V: GRÁFICAS EFICIENCIA Y EMPUJE.....	60

## LISTA DE FIGURAS

Fig. 1 Clasificación de UAVs. ....	3
Fig. 2 Tail-sitter.....	4
Fig. 3 Tail-sitter - Single rotor. ....	5
Fig. 4 Tail Sitter - Coaxial Dual Rotor. ....	6
Fig. 5 Tail Sitter- Twins Rotor. ....	6
Fig. 6 Tilt-wing. ....	7
Fig. 7 Single Tilt-wing. ....	7
Fig. 8 Quad Tilt-wing. ....	8
Fig. 9 Box Tilt-wing. ....	8
Fig. 10 Tilt- rotor. ....	9
Fig. 11 Tri-rotor.....	10
Fig. 12 Quadplane.....	10
Fig. 13 Batería.....	11
Fig. 14 Controlador de velocidad electrónico. ....	12
Fig. 15 Motor eléctrico sin escobillas.....	13
Fig. 16 Hélice. ....	14
Fig. 17 Hélices de fibra de carbono.....	16
Fig. 18 Hélices de plástico.....	16
Fig. 19 Hélices de Nylon y fibra de carbono. ....	17
Fig. 20 Autonomía vs Peso de modelos con distintos motores. ....	22
Fig. 21 Wingspan vs Peso de modelos con distintos motores. ....	22
Fig. 22 Tilt-rotor de tres motores. ....	23
Fig. 23 Tilt-rotor con cinco motores. ....	24
Fig. 24 Ejemplo de selección del sistema de propulsión. ....	25
Fig. 25 Matriz de relación Motor-Propela. ....	26
Fig. 26 Matriz de relación Motor-ESC. ....	27
Fig. 27 Matriz de relación Motor- Batería. ....	27
Fig. 28 Diagrama Entidad-Relación.....	28
Fig. 29 Consulta de MySQL. ....	29
Fig. 30 Diagrama de flujo del algoritmo.....	35
Fig. 31 Comparación de configuraciones para cinco motores.....	36
Fig. 32 Distribución del peso para la configuración de cinco motores.....	38
Fig. 33 Comparación de las configuraciones para tres motores.....	39
Fig. 34 Distribución del peso para la configuración de tres motores. ....	41
Fig. 35 Eficiencia vs Peso total.....	42
Fig. 36 Potencia Total vs Peso total. ....	42
Fig. 37 Consumo de Energía Total vs Peso total. ....	43
Fig. 38 Análisis de costos vs Peso total. ....	43
Fig. 39 Eficiencia vs aceleración. ....	60
Fig. 40 Empuje vs aceleración. ....	60
Fig. 41 Eficiencia vs aceleración ....	61
Fig. 42 Empuje vs aceleración. ....	61

## LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Ponderación de calificación para parámetros cualitativos .....	21
Tabla 2 Tabla comparativa entre Tail-sitters, Tilt-wing y Tilt-rotor.....	21
Tabla 3 Consideraciones para componentes de la base de datos.....	24
Tabla 4 Datos en el perfil de la misión. ....	29
Tabla 5 Datos del VTOL y parámetros generales. ....	29
Tabla 6. Ecuaciones para determinar el consumo de energía. ....	33
Tabla 7 Eficiencia de los componentes electrónicos. ....	34
Tabla 8. Opciones posibles para la configuración de cinco motores.....	37
Tabla 9 Costos del sistema de propulsión para configuración de cinco motores.	37
Tabla 10 Elementos del sistema de propulsión para la configuración de cinco motores. ....	38
Tabla 11 Opciones posibles para la configuración de tres motores .....	39
Tabla 12 Costos del sistema de propulsión para configuración de tres motores..	40
Tabla 13. Elementos del sistema de propulsión para la configuración de tres motores. ....	40

## RESUMEN

En la búsqueda continua de mejorar la eficiencia y el rendimiento de los sistemas UAVs de propulsión Vertical Takeoff and Landing (VTOL), resulta fundamental realizar un análisis comparativo de las configuraciones existentes como Tilt-wing, Tail-sitter, y Tilt-rotor. Aspectos como la potencia, el consumo de energía, la eficiencia y los costos asociados desempeñan un papel crucial en la identificación de la configuración óptima que logre un equilibrio entre el rendimiento operacional y la sostenibilidad económica. En este contexto, además de considerar parámetros técnicos y económicos, se profundiza en la evaluación de componentes específicos como los motores, las hélices o propelas, ESC (Controlador de Velocidad Electrónico) y baterías de cada una de las configuraciones mencionadas mediante la utilización de matrices de ponderación y correlación entre los componentes detallados. Además, se examinan gráficas detalladas que representan las diferentes métricas de los sistemas de propulsión VTOL, proporcionando una visión integral que permite tomar decisiones informadas en el diseño y la implementación de estas tecnologías innovadoras. Con este enfoque analítico se determina el rendimiento y la viabilidad de cada opción garantizando la selección de una configuración óptima que cumpla con parámetros requeridos.

**PALABRAS CLAVE:** UAVs, VTOL, Tilt-rotor, propulsión, configuraciones, parámetros técnicos, costos.

## **ABSTRACT**

In the continuous quest to improve the efficiency and performance of Vertical Takeoff and Landing (VTOL) UAV systems, a comparative analysis of existing configurations such as Tilt-wing, Tail-sitter, and Tilt-rotor is essential. Aspects such as power, energy consumption, efficiency and associated costs play a crucial role in identifying the optimal configuration that strikes a balance between operational performance and economic sustainability. In this context, in addition to considering technical and economic parameters, the evaluation of specific components such as engines, propellers, ESC (Electronic Speed Controller) and batteries of each of the above-mentioned configurations is deepened by weighting and correlation matrices between the detailed components. In addition, detailed graphs depicting the various metrics of VTOL propulsion systems are examined, providing a comprehensive view that allows informed decisions to be made in the design and implementation of these innovative technologies. With this analytical approach, the performance and feasibility of each option is determined ensuring the selection of an optimal configuration that meets required parameters.

**KEYWORDS:** UAVs, VTOL, Tilt-rotor, propulsion, configurations, technical parameters, costs.

# 1 DESCRIPCIÓN DEL COMPONENTE DESARROLLADO

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs), son aeronaves que se controlan por radiocontrol, por lo mismo son aptos para trabajos o misiones de tiempos extensos y con espacios reducidos. Así mismo son de peso reducido, por ende, se puede impulsar su vuelo con motores eléctricos, lo que los hace silenciosos. Sin embargo, es necesario un buen sistema de control ya que estos equipos dependen de su comunicación directa a tierra. [1]

Para el manejo de UAVs se tiene una falta de autonomía en cuanto a despegue y aterrizaje, lo que resulta en problemáticas con las maniobras ya que no se toma en cuenta los sectores o zona climática de operación, por lo cual los UAVs tipo VTOL son más adecuados. Los sistemas VTOL, buscan la autonomía de aeronaves de ala fija combinada con las capacidades de despegue y aterrizaje vertical, por lo que no demandan pistas para estas acciones, estos despegan como drones, verticalmente, y se desplazan como aviones, de manera horizontal. Así mismo, pueden desarrollar altas velocidades en el modo horizontal de vuelo.[2], [3]

Dado que los sistemas VTOL tienen dicha capacidad de aterrizaje y despegue, son la mejor opción para misiones que se lleven a cabo en espacios reducidos o de difícil acceso, en donde además se necesite un mayor tiempo de vuelo. Sin embargo, este tipo de aeronaves requieren de gran potencia en el despegue por lo cual se necesita tener un equilibrio en la potencia del motor, caso contrario el vuelo en crucero tendrá menor eficiencia.[4]

Sumado a esto, el diseño VTOL implica dificultad en términos del peso según el sistema de propulsión añadido ya que requiere de motores adicionales para su capacidad de sustentación, en comparación a las configuraciones de ala fija convencionales. No obstante, existen diseños con mecanismo basculante donde se emplean los mismos motores tanto para despegue y aterrizaje como para el vuelo, disminuyendo así el número de motores. Por lo cual se deben analizar los mecanismos existentes que proporcionen menor peso añadido sin dejar de lado un vuelo de transición estable.[5], [6]

Debido a esto, se requiere determinar el sistema VTOL óptimo, a través de los análisis de las distintas configuraciones de los sistemas VTOL con propulsión eléctrica, el cual que implique parámetros como ligero peso, propulsión eficiente, menor consumo de cantidad energética y diseño adecuado.

Para llevar a cabo este objetivo se realizará una evaluación técnico- económica de los sistemas de propulsión eléctrica para UAVs tipo VTOL la cual contribuirá a la elección de la configuración óptima tanto en términos técnicos, energéticos y de control.

## **1.1 Objetivo general**

Proponer una configuración óptima de un sistema de propulsión eléctrico para un UAV tipo VTOL, mediante el análisis y evaluaciones de distintos tipos de configuraciones para obtener un mejor desempeño del UAV-VTOL.

## **1.2 Objetivos específicos**

1. Identificar los distintos tipos de configuraciones de los sistemas de propulsión eléctricos a través de recopilación técnica de cada componente del sistema.
2. Evaluar parámetros cualitativos y cuantitativos de las configuraciones que cumplen con los parámetros mínimos requeridos.
3. Seleccionar la configuración óptima de acuerdo con los aspectos técnicos y económicos evaluados.

## **1.3 Alcance**

Identificación de la configuración óptima para un sistema de propulsión eléctrico de un UAV-VTOL, considerando aspectos técnicos, energéticos, económicos y de control. Así como documentar los cálculos realizados para cada una de las configuraciones de sistema de propulsión seleccionadas, incluyendo la potencia necesaria, la eficiencia, el peso, entre y otros factores relevantes para determinar el rendimiento y la viabilidad de cada opción. Además de un reporte del método de selección de la configuración óptima.

## **1.4 Marco teórico**

### **Sistemas UAVs (vehículos aéreos no tripulados)**

Se entiende como vehículo aéreo no tripulado (UAV-Unmanned Aerial Vehicle) a una aeronave guiada ya sea de manera autónoma, por medio de misiones preprogramadas, o por control remoto.[7] Estos vehículos ofrecen un mayor alcance y resistencia a comparación de los sistemas que son tripulados, además de otras ventajas como dimensiones pequeñas, bajo costo operativo, mínimo riesgo para la vida humana y medio ambiente.[8]

Actualmente, se los utiliza dentro del ámbito militar, la agricultura, ganadería, operaciones estratégicas de gestión de desastres, entre otros. A medida que incrementa el desarrollo tecnológico surgen más demandas de sistemas UAVs para amplios campos debido a las ventajas que estos ofrecen. [9]

A causa de esta demanda, los UAVs se han ido desarrollando en varias configuraciones, tamaños y formas de tal manera que logren satisfacer las necesidades para las misiones en las que se los requiere. Se clasifican en tres configuraciones básicas: ala fija, multirrotores e híbridos.

## Clasificación de UAVs

### Ala Fija

Tienen uno o varios motores que los impulsan, mientras son sustentados por sus alas. El comportamiento de estos en el vuelo es regulado dependiendo su superficie aerodinámica. Esta aeronave posee mayor tiempo de vuelo, a comparación de los multirrotores, y mayor alcance operativo. La desventaja de este tipo de UAVs es su despegue y aterrizaje, ya que requieren de una pista, por lo cual no se los puede operar en zonas de difícil acceso. [6], [10]

### Multirrotores

Incluyen hélices rotatorias que impulsan y sustentan la aeronave, se lo controla al variar la velocidad de giro de estos motores. Su manejo es más sencillo, tienen la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente, por lo que se los puede emplear en misiones de zonas más congestionadas o reducidas. Sin embargo, tiene limitaciones para llevar a cabo misiones de búsqueda o vigilancia en zonas amplias que precisan de vuelos en largas distancias y tiempos prolongados. Se clasifican de acuerdo con el número de hélices como tricópteros, cuadricópteros, etc., las cuales pueden tener varias configuraciones. [4], [10]

### VTOL

Poseen capacidades de vectorización en el empuje, que contrarrestan las limitaciones de las otras aeronaves ya que combinan la velocidad y resistencia en el vuelo del ala fija con la facultad de vuelo estacionario, despegue/aterrizaje vertical y maniobra de los multirrotores, por lo cual son ideales para misiones complejas.[9]

#### Ala Fija

Aeronaves en las cuales las alas se encuentran fijas a la estructura de la aeronave, no tienen movimiento.



#### Ala Rotatoria

Aeronave en las cuales las alas o hélices giran al rededor de un eje generando sustentación.



#### Híbridos

Aeronaves en las cuales se presenta mezcla de tipos de ala fija y rotatoria.



Fig. 1 Clasificación de UAVs.

(Fuente [11])

## Sistemas VTOL (despegue y aterrizaje vertical)

Estos sistemas son UAVs de tipo híbrido, aviones de despegue y aterrizaje vertical que son propulsados eléctricamente o de manera híbrida. Pueden alcanzar altas velocidades en el vuelo horizontal, ofrece gran autonomía de crucero y la eficiencia de un ala fija, las capacidades de despegar y aterrizar en áreas limitadas, lo cual lo hace idóneo para ser usado en lugares de difícil acceso.[12], [13] Así mismo, estos están siendo utilizados en distintas aplicaciones, por lo que se han ido adaptando nuevas configuraciones de drones VTOL buscando una mejora en la eficiencia y autonomía para los campos en los cuales es requerido. [5], [13]

### Clasificación de los sistemas tipo VTOL

#### TAIL-SITTERS

Se caracteriza porque el despegue y aterrizaje se realiza sobre la cola, al estar en la altura requerida realiza una transición de modo de vuelo vertical al horizontal por medio de planos de control, consiguiendo un vuelo nivelado sin actuadores adicionales. Sin embargo, presenta un problema de diseño estructural debido a que soporta impactos periódicos en la cola.[9]

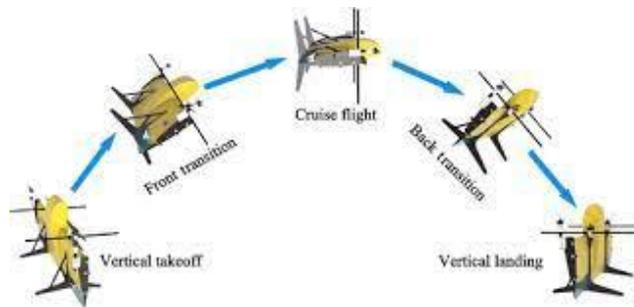


Fig. 2 Tail-sitter.

(Fuente: [14])

Características:

- Robustos pero sencillos
- Mínimo número de actuadores
- Difícil de controlar la transición del vuelo, especialmente con perturbaciones externas como el viento.
- Balance entre la eficiencia en vuelo estacionario y vuelo hacia adelante, debido al uso de los mismos mecanismos de control.

[14], [15]

## Single-Rotor

Esta configuración incluye un único motor situado en la parte superior de la cola de la aeronave. Este motor suministra la fuerza necesaria para realizar despegues y aterrizajes verticales, así como para el vuelo hacia adelante. Tanto en el vuelo vertical como en el estacionario, se gestiona la orientación mediante el ajuste de las cuatro superficies de control en dirección horaria o antihoraria.

Durante la transición de vuelo estacionario a horizontal, se ajusta la posición de las superficies de control hasta que la aeronave alcance el ángulo de cabeceo deseado. En el modo de vuelo horizontal, el empuje se reduce significativamente, y el control de vuelo es comparable al modo de aeronave de ala fija. [16]



*Fig. 3 Tail-sitter - Single rotor.*

*(Fuente [16])*

## Coaxial Dual-Rotor

Este sistema de propulsión incorpora un par de motores sin escobillas alineados con precisión en la misma dirección del eje. Es crucial mantener una diferencia de velocidad entre los dos motores dentro de un rango aceptable. Durante el vuelo, la altitud se ajusta variando el empuje combinado de las dos hélices.

El control de orientación, tanto en cabeceo como en balanceo, se realiza mediante el uso de un control y estabilizador ubicados debajo de ambos rotores. En el modo horizontal, la sustentación se logra con el movimiento del aire sobre las alas exteriores del cuerpo. En caso de fallo de uno de los motores, la aeronave puede emplear el otro motor y utilizar el controlador para equilibrar el anti par generado, asegurando así la continuidad del vuelo.[16]



*Fig. 4 Tail Sitter - Coaxial Dual Rotor.*

*(Fuente [16])*

### **Twins-Rotor**

Esta configuración cuenta con dos motores posicionados en la parte superior de la cola de la aeronave. Los motores operan en sentido contrario para contrarrestar el par anti par de cada rotor, suministrando la fuerza requerida para realizar despegues y aterrizajes verticales, así como para el vuelo hacia adelante. Durante la transición del modo vertical al horizontal, se ajusta la inclinación de dos alerones hasta que el UAV alcance el ángulo deseado. [16]



*Fig. 5 Tail Sitter- Twins Rotor.*

*(Fuente [16])*

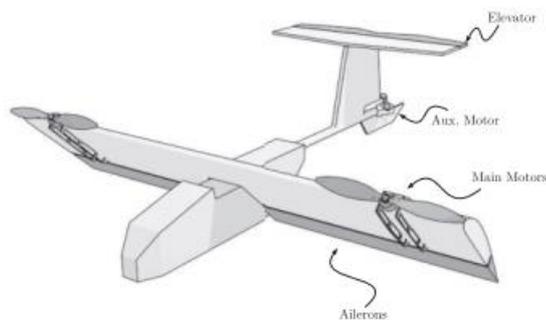
### **TILT-WING**

Esta configuración tiene la capacidad de cambiar la orientación de sus alas las cuales tienen un motor fijo durante el vuelo consiguiendo una transición fluida.

Durante el despegue y aterrizaje vertical (VTOL), las alas, equipadas con motores o rotores, se orientan verticalmente para generar sustentación y empuje, similar a un helicóptero, facilitando así la elevación y descenso vertical. La transición al vuelo horizontal implica que las alas se inclinen hacia adelante mediante un mecanismo de inclinación

controlado, iniciando el desplazamiento hacia adelante y entrando en el modo de vuelo horizontal. En este modo, las alas quedan alineadas horizontalmente, aprovechando las características aerodinámicas de un avión convencional, permitiendo vuelos eficientes a mayores velocidades y distancias.[6], [17], [18]

No obstante, dado que el ala se orienta verticalmente durante las fases de aterrizaje y despegue, el motor introduce una resistencia adicional, volviendo a la aeronave inestable debido a su intrínseca vulnerabilidad ante vientos laterales y ráfagas. Experimenta desafíos en términos de capacidad de carga y alcance prolongado en comparación con las aeronaves de ala fija. Aunque pueden planear, la necesidad de altas potencias limita su tiempo de vuelo y autonomía.[9], [17], [18]



*Fig. 6 Tilt-wing.*

*(Fuente [18])*

### **Single Tilt-wing**

Esta configuración tiene dos motores ubicados en el fuselaje de la aeronave. Las alas están montadas en un mecanismo de inclinación que les permite girar de una posición vertical a una horizontal para el vuelo hacia adelante.[19]



*Fig. 7 Single Tilt-wing.*

*(Fuente [19])*

## Quad Tilt-wing

Este diseño incorpora cuatro alas, con dos alas en cada lado de la aeronave que basculan durante las fases de despegue y aterrizaje vertical. Al cambiar de posición vertical a horizontal, las características aerodinámicas se modifican, lo que demanda un controlador de vuelo con ganancia programada debido a la inestabilidad dinámica en la mayoría de los ángulos de inclinación del ala. Tiene capacidades de crucero a alta velocidad, pero es difícil de controlar y garantizar estabilidad en la transición. [12], [20], [21]

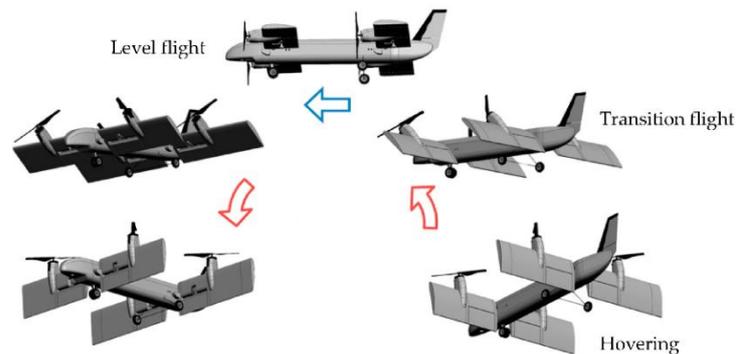


Fig. 8 Quad Tilt-wing.

(Fuente [21])

## Box Tilt-wing (Tilt One)

Cuenta con dos alas horizontales que se inclinan junto con los conjuntos motor-hélice para permitir el despegue y aterrizaje vertical, así como el vuelo de crucero similar al de una aeronave de ala fija. Estas alas están conectadas en sus extremos mediante alas verticales, reduciendo la resistencia al mínimo. Esta configuración presenta diversas ventajas, como un comportamiento suave después de entrar en pérdida, mayor eficiencia aerodinámica, rigidez estructural y un comportamiento dinámico amortiguado en el cabeceo. No obstante, la transición entre las condiciones de vuelo estacionario y nivelado, y viceversa, representa un desafío.[22]

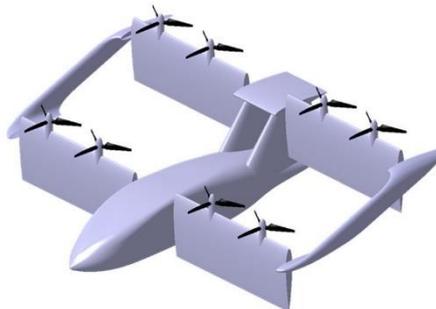


Fig. 9 Box Tilt-wing.

(Fuente [22])

## TILT-ROTOR

Se instalan rotores en un eje situado en el extremo del estabilizador, los cuales pueden inclinarse entre posiciones vertical y horizontal para direccionar su empuje durante los modos de vuelo. Esta solución presenta un potencial prometedor, ya que la activación puede lograrse con un mínimo de dos actuadores, lo que resulta en un aumento de la capacidad de transporte de carga útil y una disminución de la carga alar. Además, ofrece una envolvente de vuelo más extensa, ya que el cambio de orientación de los ejes del rotor permite la transición sin comprometer la integridad estructural del vehículo.

Esta configuración es más resistente y adaptable a condiciones de viento cruzado en comparación con las alas basculantes. Sin embargo, en el vuelo vertical, este diseño experimenta una pérdida significativa de empuje debido a que los rotores se encuentran en posición vertical con respecto al ala. [6], [9], [23]

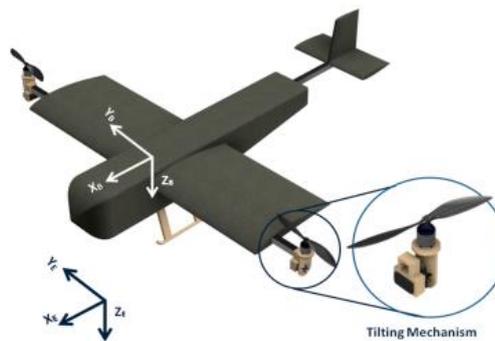


Fig. 10 Tilt- rotor.

(Fuente [9])

## Tri rotor

La configuración incluye dos rotores basculantes colocados en los extremos del ala fija y otro en la cola para el control de dirección. Luego de despegar verticalmente y alcanzar la altitud de vuelo deseada, la aeronave experimenta una corta fase de transición. Durante este período, los rotores, impulsados por motores eléctricos, rotan desde la posición de despegue vertical hasta la posición de vuelo horizontal. [15]

Existen variantes de esta configuración que dependen de la utilización de los rotores. En el vuelo vertical, los tres rotores pueden estar en funcionamiento, pero al cambiar al vuelo horizontal, se puede utilizar tanto los dos rotores en el ala fija para avanzar, como solo el rotor ubicado en la cola. [24], [25]



*Fig. 11 Tri-rotor.*

*(Fuente [24])*

### **Quadplane**

Esta disposición es bastante frecuente debido a su costo económico y a la facilidad de fabricación y manejo. Se asemeja a la configuración de ala fija al incorporar brazos VTOL multirrotores, lo que resulta en una mayor velocidad, autonomía y la capacidad de planear.

Este tipo de aeronaves cuenta con cuatro motores los cuales están dedicados para impulsar la aeronave y el vuelo, lo que facilita una transición suave, ya que los rotores ofrecen sustentación y estabilidad. Para mantener la estabilidad del vuelo, es crucial ubicar los motores en un rango específico de 30 a 60 grados con respecto al centro de gravedad.[8], [10], [26]

En el marco de esta configuración, existen diversos modelos que han surgido a partir de variaciones en el diseño, ya sea en las alas o en la cola. Algunos ejemplos notables incluyen el Twin-tail boom, tándem wing y de brazo transversal.[26]



*Fig. 12 Quadplane.*

*(Fuente [27])*

## Sistemas de propulsión eléctricos

Los sistemas de propulsión son esenciales para la operación de un UAV. Estos deben generar un empuje para superar la gravedad y elevar el vehículo, y a su vez superar el arrastre ya sea para mantener la velocidad de vuelo constante o acelerarla. [28]

Son eléctricos o de combustible de acuerdo con los requerimientos particulares del UAV y su tamaño. Los sistemas de propulsión eléctricos usualmente se utilizan en los UAVs pequeños y livianos. Está compuesto por una batería, un controlador de velocidad eléctrico (ESC), motor y las propelas. El motor y el ESC convierten la energía eléctrica en mecánica, mientras que las propelas usan esta última para acelerar el aire que atraviesa el área de disco descrita cuando rotan.[13], [28]

## BATERÍA

Una batería es un dispositivo electroquímico que convierte la energía química almacenada en energía eléctrica. Las baterías pueden ser recargables o de un solo uso. Las baterías no recargables se conocen como primarias, mientras que las recargables se llaman secundarias.

Diversas composiciones químicas de baterías se han utilizado en los sistemas de propulsión de UAVs, incluyendo baterías de níquel-cadmio (NiCd), baterías de níquel-metal hidruro (NiMH), baterías de iones de litio (Li-Ion) y baterías de polímero de iones de litio (Li-Po). Las baterías se pueden organizar en series, paralelo o en una combinación de ambas, dependiendo del voltaje de entrada del sistema de motor y la corriente máxima requerida. [28]



*Fig. 13 Batería.*

*(Fuente [29])*

## Baterías Li-Po

Las baterías de Polímero de Litio son baterías secundarias (recargables) .se usan generalmente para los sistemas UAVs debido a su versatilidad, ligereza y rápida capacidad de descarga ya que los motores requieren una alta demanda de energía y estas baterías permiten usar grandes cantidades de energía en poco tiempo. Además, tiene una larga vida útil ya que sus ciclos de carga varían entre 500 y 1000 ciclos, dependiendo de los cuidados y el uso. Se puede inferir que una gestión eficiente de la carga y descarga de la batería tiene un impacto directo en su vida útil. [30]

Para alcanzar un voltaje superior, sus celdas están conectadas en serie. Mientras que algunas celdas se disponen en paralelo para ampliar la capacidad de corriente de descarga. El Voltaje por celda es de 3.7 V y cuando se encuentra completamente cargada este puede ser de hasta 4.2 V. Sin embargo, no se recomienda sobrepasar este valor ya que puede explotar o liberar gases, por otra parte, no se recomienda descargar la batería por debajo de 3V, ya que esto ocasiona daños permanentes a la misma. [31]

## CONTROLADOR DE VELOCIDAD ELECTRÓNICO (ESC).

El controlador electrónico de velocidad se emplea en sistemas de propulsión para adaptar la velocidad del motor. Su función es la de variar el voltaje que se aplica al motor y así controlar la velocidad rotacional.

El ESC se encarga de convertir la energía proveniente de una fuente de corriente continua en una tensión dinámica que impulsa al motor. En el caso de los controladores de tres fases para motores sin escobillas, ajustan la tensión a través de tres cables de alimentación que se enlazan con el motor. También puede proporcionar funciones de reversión y frenado dinámico. Los ESC pueden ser clasificados según su capacidad máxima de corriente. [28]



*Fig. 14 Controlador de velocidad electrónico.*

*(Fuente [32])*

## MOTOR ELÉCTRICO

Es la parte más importante del sistema de propulsión ya que este aplica un par constante a las propelas haciendo que giren, impulsando así la aeronave. Ofrece ventajas en las operaciones de lanzamiento y recuperación, debido a que puede encenderse y apagarse durante el vuelo. La velocidad de este es controlada por un ESC.

La característica fundamental del motor eléctrico consiste en mantener un voltaje constante, mientras que la corriente experimenta cambios. Si el voltaje se mantiene constante en los conductores del motor, la velocidad de rotación permanecerá constante sin importar la carga. A medida que aumenta la carga de potencia en el motor, se extraerá más corriente de la fuente de energía.[28], [31]



*Fig. 15 Motor eléctrico sin escobillas.*

*(Fuente [33])*

### Motor sin escobillas

Los sistemas UAVs utilizan motores sin escobillas. Son motores sincrónicos que reciben energía de corriente alterna a través de un controlador de velocidad, el cual se alimenta con corriente continua y una señal para ajustar la velocidad deseada del motor. Las ventajas de estos motores a comparación de los que utilizan escobillas son:

- Mejora en la relación entre velocidad y torque.
- Aumento en la respuesta dinámica.
- Mayor eficiencia
- Prolongación de la vida útil
- Reducción del nivel de ruido
- Ampliación del rango de velocidad.

[28], [34], [35]

Tienen dos configuraciones principales: Inrunner y outrunner. Los motores “Inrunner” requieren engranajes reductores para alcanzar altas revoluciones por minuto y proporcionar su par máximo para coincidir correctamente con las hélices. En estos motores, el elemento móvil es el eje, que lleva instalados los imanes permanentes.

Por otra parte, la configuración “Outrunner” genera un alto torque en bajas revoluciones por minuto, por lo que no necesita una caja de engranajes y se pueden acoplarse directamente a la hélice. En estos, los imanes permanentes están instalados en la carcasa externa del motor, que en este caso es la que gira, mientras que el bobinado está fijado al eje. [28], [35]

## HÉLICE

Las propelas consisten en una disposición de álabes que giran alrededor de un eje, siendo la potencia suministrada por el motor. Para los sistemas UAVs estas hélices son de paso fijo, lo que significa que al girar a diferentes revoluciones se genera un cambio de momento del flujo de aire que pasa a través, produciendo diversas cantidades de empuje. Estas no solo son capaces de generar sustentación y propulsión, sino que también originan resistencia durante el vuelo lineal.

Las dimensiones y condiciones aerodinámicas son determinantes para establecer tanto la cantidad como las características de las hélices. La eficiencia para una propela se determina en función del diseño y las condiciones de operación como: empuje requerido, altitud y velocidad de vuelo. En los diseños de sistemas VTOL, es común requerir que las hélices generadoras de sustentación permanezcan fijas en un ángulo específico para limitar la resistencia durante el vuelo en modo de aeronave. [28], [34], [36]



*Fig. 16 Hélice.*

*(Fuente [37])*

## Forma y Perfil

El diseño de las hélices afecta el rendimiento del vehículo, y generalmente está relacionado con su área superficial. Cuanto mayor sea esta área, mayor será la fuerza de empuje generada, pero también implicará un mayor consumo de energía. Los tipos de hélices más utilizados en drones se distinguen principalmente por la forma en el extremo de sus palas:[38], [39], [40]

- Forma de Bull Nose “BN”: Mayor área superficial.
- Forma puntiaguda: Menor área superficial.
- Forma Hybrid Bull Nose “HBN”

Por otra parte, los perfiles más usuales son:[38]

- *Perfil simétrico*: presenta una forma aerodinámica equilibrada en ambos extremos de la hélice.
- *Perfil asimétrico*: Presenta una curvatura más acentuada en un lado y una sección más plana en el otro.

## Número de Palas

El número de palas en una hélice puede variar y afecta el rendimiento de diferentes maneras. Hélices con más palas pueden proporcionar un vuelo más suave, mientras que hélices con menos palas pueden ser más eficientes en términos de resistencia aerodinámica. [38]

## Tamaño y Paso

El tamaño de la hélice hace referencia al diámetro de esta. Hélices más grandes generan mayor empuje y sustentación, pero también requieren más energía; tardan más en cambiar de revoluciones debido a una mayor inercia. Por otro lado, hélices más pequeñas son ágiles, consumen menos energía, pero pueden tener una capacidad de carga limitada; estas pueden cambiar de revoluciones con rapidez y acelerar/parar de manera más ágil. [38], [40]

El paso de una hélice determina la cantidad de avance que esta logra en cada revolución. Un paso mayor implica avances más rápidos, no obstante demanda más potencia del motor. En cambio, un paso menor provoca avances más lentos, adecuados para drones que requieren mayor potencia de sustentación.[38]

## Materiales

Los materiales empleados en la producción de las hélices de los drones pueden ser diversos y ejercer influencia en su desempeño y resistencia. Generalmente, se eligen los materiales que tengan un equilibrio entre resistencia, peso ligero y durabilidad para asegurar un eficiente desempeño de las hélices en el entorno dinámico del vuelo. Los materiales más comunes son: [38], [39]

- **Fibra de carbono:** Este material ligero y sumamente resistente se utiliza en hélices de alto rendimiento. Las hélices hechas de este material ofrecen mayor rigidez y durabilidad en comparación con las de plástico, siendo ideales para UAVs destinados a vuelos más exigentes, como aquellos utilizados en carreras o en aplicaciones profesionales. Además, muestran mayor resistencia frente a impactos y colisiones.



*Fig. 17 Hélices de fibra de carbono.*

*(Fuente [41])*

- **Plástico:** Es uno de los materiales más empleados en hélices de drones de nivel básico. Su ligereza, coste accesible y flexibilidad resultan beneficiosos, ya que pueden absorber impactos y disminuir el riesgo de daños severos en caso de colisión. No obstante, estas las hélices podrían ser más propensas a romperse en comparación con materiales más robustos.



*Fig. 18 Hélices de plástico.*

*(Fuente [41])*

- **Compuestos:** Son combinaciones de distintos materiales, como plástico reforzado con fibra de carbono o fibra de vidrio. Estos buscan fusionar la resistencia y ligereza para lograr un idóneo rendimiento en cuanto a durabilidad y eficiencia.



*Fig. 19 Hélices de Nylon y fibra de carbono.*

*(Fuente [41])*

Dentro de esta categoría se tienen las hélices con material de Nylon reforzado con fibra de vidrio. Las cuales combinan las ventajas del plástico con la resistencia de la fibra de vidrio, este material destaca por ser liviano y duradero. Estas hélices son menos propensas a romperse en comparación con las de plástico. Además, suelen ser más factibles que las de fibra de carbono.

## **1.5 Contribución del trabajo**

Con el objetivo de realizar una evaluación integral de las configuraciones de sistemas de propulsión eléctrica para UAV tipo VTOL, se llevará a cabo un trabajo que abarcará diferentes aspectos clave. En primer lugar, se realizará una evaluación energética detallada para cada configuración, analizando su eficiencia y consumo de energía durante las operaciones VTOL.

Asimismo, se realizará una evaluación económica que abordará aspectos como los costos de fabricación, mantenimiento y operación de cada sistema de propulsión eléctrica para UAV tipo VTOL. Este enfoque permitirá obtener una perspectiva completa de los aspectos financieros asociados con cada configuración.

Finalmente, con base en los resultados obtenidos en las evaluaciones anteriores, se llevará a cabo un proceso de selección para determinar la configuración óptima de sistema de propulsión eléctrica para un UAV tipo VTOL. Este método de selección se basará en criterios ponderados que considerarán tanto el rendimiento técnico como los aspectos económicos.

## **2 METODOLOGÍA**

Para el desarrollo de este trabajo de integración se aplica la metodología de la investigación con un enfoque mixto que combina la recolección, análisis e interpretación de datos tanto cualitativos como cuantitativos, fusionando la visión objetiva de la investigación cuantitativa con la visión subjetiva de la investigación cualitativa. [42]

Dentro la investigación de los UAVs (Vehículos Aéreos no Tripulados) tipo VTOL (Vertical Take-Off and Landing), la metodología cuantitativa se utiliza para medir variables específicas, como potencia, eficiencia, consumo de energía, entre otras. Por otro lado, la metodología cualitativa ayuda a evaluar las características de desempeño de las distintas configuraciones de un UAV tipo VTOL, como estabilidad, maniobrabilidad, capacidad de carga útil etc., analizando la información obtenida mediante recopilación bibliográfica como papers, revistas, catálogos, entre otros.

De esta manera, la combinación de estos datos permite obtener información complementaria para una comprensión más completa del comportamiento, rendimiento y limitaciones de las distintas configuraciones de los sistemas de propulsión.

Dentro del enfoque cualitativo, se emplea el método de diseño documental el cual es un proceso sistemático que tiene como propósito el obtener nuevos conocimientos y comprensión en torno a un tema específico. Este proceso implica la formulación de preguntas de investigación, recopilación, análisis de datos, interpretación y comunicación de los hallazgos. Con el método de criterios ponderados se analizan los parámetros cualitativos, aplicándoles una ponderación propia derivando así una calificación que se usa para fines de comparación. [43]

Por otra parte, en el enfoque cuantitativo se emplean cálculos, gráficas y matrices de priorización expresadas de mejor manera con mapas de calor. Este permite analizar los parámetros cuantitativos para identificar las opciones que deben ser descartadas, determinando así la óptima.

### **2.1 Parámetros cualitativos y cuantitativos.**

Se aplica la técnica de análisis de información a la recopilación bibliográfica obtenida acerca de varias configuraciones UAV tipo VTOL existentes distinguiendo los tipos de configuraciones de Tilt-wing, Tail-sitter, Tilt Rotor. Con la técnica de ponderación, se evalúan estos tipos, utilizando parámetros cualitativos descritos posteriormente.

La técnica de ponderación se utiliza para asignar un peso a cada parámetro en función de su importancia relativa en la evaluación, y luego se aplica el método de criterios ponderados para calcular una puntuación para cada configuración. De esta manera, se logra identificar el tipo de configuración del sistema de propulsión que será evaluado mediante cálculos posteriores para determinar los parámetros cuantitativos que a su vez ayudan a determinar qué sistema de propulsión es el óptimo.

Los parámetros tanto cualitativos como cuantitativos que se consideraron para las evaluaciones se describen a continuación:

#### **Parámetros Cualitativos:**

- ***Diseño y complejidad mecánica:*** Configuración física del vehículo y la sofisticación de los componentes mecánicos que permiten las transiciones entre modos de vuelo vertical y horizontal.
- ***Estabilidad:*** Capacidad del vehículo para mantener de manera autónoma una posición y dirección específicas sin requerir ajustes constantes por parte del operador.
- ***Maniobrabilidad:*** Habilidad para realizar cambios de dirección y ajustes en la velocidad de manera rápida y controlada.
- ***Transición de modo de vuelo:*** Proceso en el que el VTOL cambia su configuración y comportamiento de vuelo para adaptarse a diferentes fases de la operación.
- ***Capacidad de respuesta:*** Velocidad y flexibilidad con las que el UAV puede ajustar su dirección, altitud y velocidad en reacción a las instrucciones del controlador o a situaciones inesperadas.
- ***Capacidad de carga útil:*** Cantidad de peso que puede transportar, lo que influye en su utilidad en diversas situaciones.

#### **Parámetros cuantitativos:**

- ***Potencia:*** Cantidad de energía que el sistema de propulsión del VTOL puede producir.
- ***Eficiencia:*** Capacidad del VTOL para maximizar la cantidad de trabajo realizado por unidad de energía consumida, lo que se traduce en un menor costo de operación.

- **Consumo de energía:** Cantidad total de energía utilizada por un sistema, dispositivo, proceso o entidad durante un periodo de tiempo específico.
- **Peso:** Peso total del VTOL, incluyendo la estructura, el motor, los sistemas de control, la carga útil y la batería.
- **Costos:** Se consideran dos aspectos: de implementación y de mantenimiento.

**Costos de implementación:** Se refiere a la recopilación de costos iniciales relacionados con la adquisición de los componentes del sistema de propulsión eléctrica como motores, baterías, controladores, y propelas.

**Costos de mantenimiento:** Evaluación de costos operativos durante el ciclo de vida del sistema como los costos de mantenimiento, reemplazos, reparaciones y otros costos relacionados.

[28], [44]

De acuerdo con [28] sugiere que el factor de mantenimiento es del 13% del costo de implementación para UAVs, para la evaluación de este caso se considera este valor. Para la realización del mantenimiento se toma como referencia lo mencionado por DJI [45], el ciclo de mantenimiento recomendado es cada 6 meses para realizar limpieza de partes y verificar su estado.

Por otra parte, en [46] se menciona que el reemplazo de una batería debe ser de 300 a 500 ciclos de carga o un año de uso. Además, [47] recomienda el cambio de propelas tras 300 horas de vuelo o un año de uso.

Por lo tanto, se realiza un análisis de costos (implementación, mantenimiento) en un lapso de un año con intervalos de 6 meses.

Se decide el tipo de configuración cuyos aspectos cuantitativos se analizarán posteriormente en el presente trabajo. Se realiza una tabla comparativa, en la que se toman en cuenta sus aspectos cualitativos.

Para llevar a cabo la comparativa se establecen los parámetros de calificación expresados en la Tabla 1 con una ponderación del 1 al 3:

Tabla 1. Ponderación de calificación para parámetros cualitativos

Regular	Bueno	Muy bueno
1 punto	2 puntos	3 puntos

Tabla 2 Tabla comparativa entre Tail-sitter, Tilt-wing y Tilt-rotor.

	Tail-sitter	Tilt-wing	Tilt-rotor
<b>Diseño y complejidad mecánica.</b>	Diseño simple y menor complejidad mecánica.	Mecanismo de inclinación de ala complejo. Complejidad mecánica intermedia	Mecanismo basculante complejo.
	3	2	2
<b>Estabilidad</b>	Son más vulnerables a perturbaciones en el vuelo horizontal por lo que, pueden ser complejos de controlar debido a su sencillo mecanismo de empuje.	Cambia su configuración aerodinámica inclinando el ala y adaptando las fuerzas de empuje y de control para mantener la altitud y compensar los momentos resultantes.	Suelen ser más estables en el vuelo horizontal. La capacidad de inclinar los rotores proporciona una transición suave entre el vuelo vertical y horizontal.
	1	3	3
<b>Maniobrabilidad y Capacidad de respuesta</b>	Tienen una maniobrabilidad limitada por su diseño y su conjunto mínimo de actuadores. Además, pueden ser difíciles de controlar, particularmente en el viento ya que se requieren cambios significativos en su orientación.	Transforman su configuración mecánica inclinando las alas y se adaptan al estado de vuelo. Por lo que ofrece una buena maniobrabilidad y ventajas en agilidad y versatilidad.	Buena maniobrabilidad debido a su capacidad de inclinar los rotores lo que permite que se adapte a situaciones operativas y realizar maniobras más ágiles. Más fáciles de controlar en el vuelo estacionario debido a una mayor autoridad de control.
	1	3	3
<b>Transición de vuelo</b>	Enfrentan mayores desafíos en esta fase ya que se debe girar todo el vehículo y gran parte queda expuesta al viento lo que puede generar perturbaciones.	Mantiene la orientación del fuselaje independiente de la fase de vuelo, pero debe inclinar las alas a las que los rotores se encuentran fijas.	Mantiene la orientación del fuselaje independiente de la fase de vuelo, solo gira los rotores.
	1	2	3
<b>Carga útil</b>	Dado su diseño se ahorra mucho peso que se transforma en más capacidad de carga útil. Sin embargo, por su disposición se puede ver limitada en cantidad y ubicación.	Suelen tener una buena capacidad de carga útil, similar a la de los Tilt-rotor. Ofrecen flexibilidad en términos de transporte de carga.	Ofrece una buena capacidad de carga útil. Su diseño les permite transportar cargas significativas debido a una transición eficiente entre vuelo vertical y horizontal sin comprometer la capacidad de carga.
	2	2	2
<b>TOTAL</b>	8	12	13

[9], [15], [17], [19], [23], [48]

De la Tabla 2, se escoge el tipo de configuración Tilt-Rotor como el más adecuado en cuanto a los aspectos cualitativos evaluados. Se ha llevado a cabo una recopilación de datos sobre configuraciones comerciales. Este proceso permite identificar y evaluar las configuraciones que deben considerarse en detalle. Se considera la autonomía y la envergadura de dichos modelos, considerando el peso y el número de motores que se utilizan para llevar a cabo su comparación. Ver Fig. 20 y Fig. 21

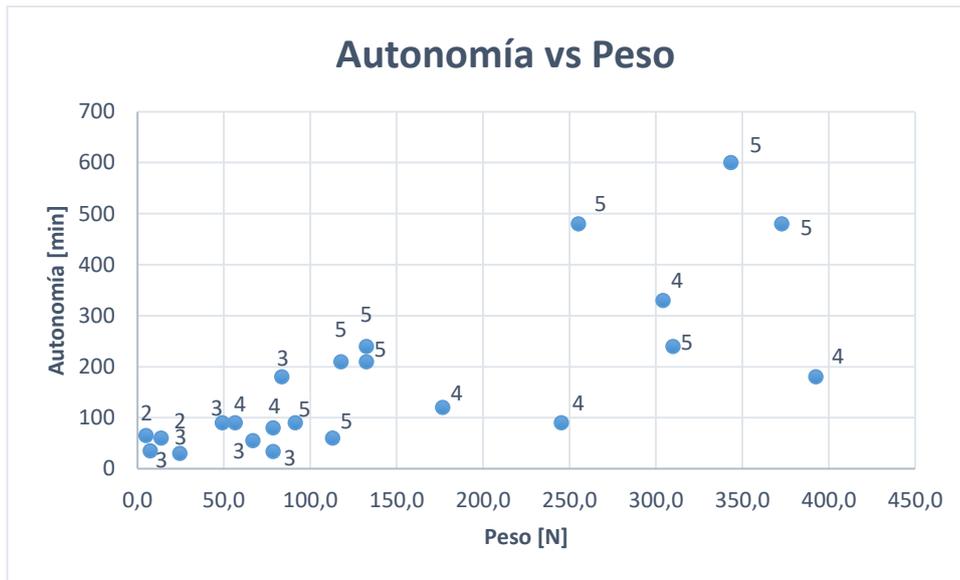


Fig. 20 Autonomía vs Peso de modelos con distintos motores.

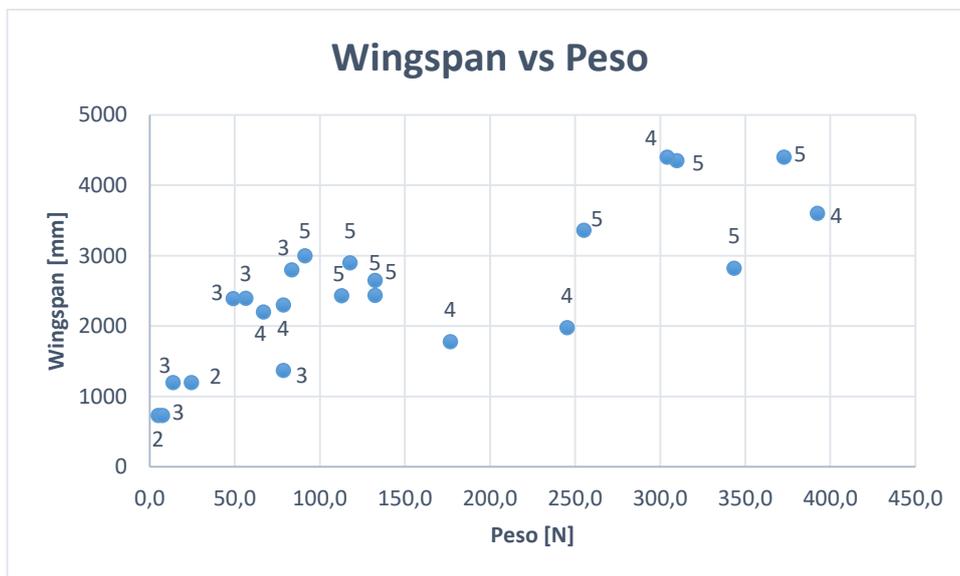


Fig. 21 Wingspan vs Peso de modelos con distintos motores.

Basándonos en las Fig.20 y 21 se determina que los modelos que incorporan tres y cinco motores exhiben una autonomía superior a un peso menor. Además, la presencia de una envergadura más amplia contribuye con una mayor estabilidad en el vuelo. En consecuencia, se decidió seleccionar estas variantes para una evaluación más detallada en términos de aspectos técnicos. A continuación, se enumeran las configuraciones que serán objeto de estudio.

- **Tilt-rotor de tres motores**

Esta configuración tiene tres motores, dos ubicados en las alas y otro en la cola. Los tres servirán para elevar la aeronave, mientras que el motor ubicado en la cola se utilizará también en el modo de vuelo horizontal. Ver Fig.22

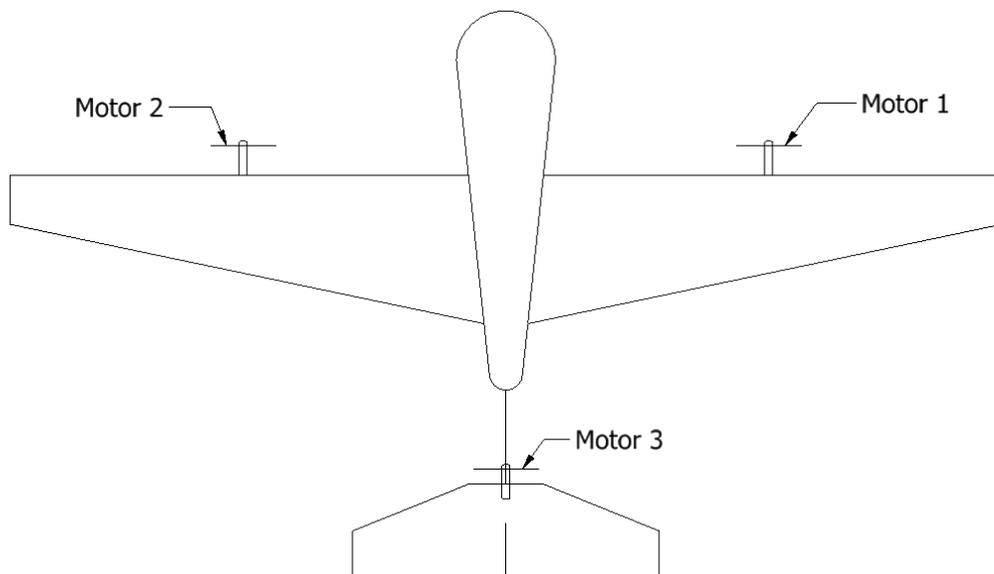


Fig. 22 Tilt-rotor de tres motores.

- **Tilt-rotor de cinco motores**

La configuración dispone de cinco motores, uno ubicado en la cola y los cuatro restantes ubicados en las alas unidos mediante brazos de soporte que los sostienen. Para el despegue se utilizarán los cuatro motores y para el modo de vuelo horizontal se ocupa el motor de la cola. Ver Fig.23

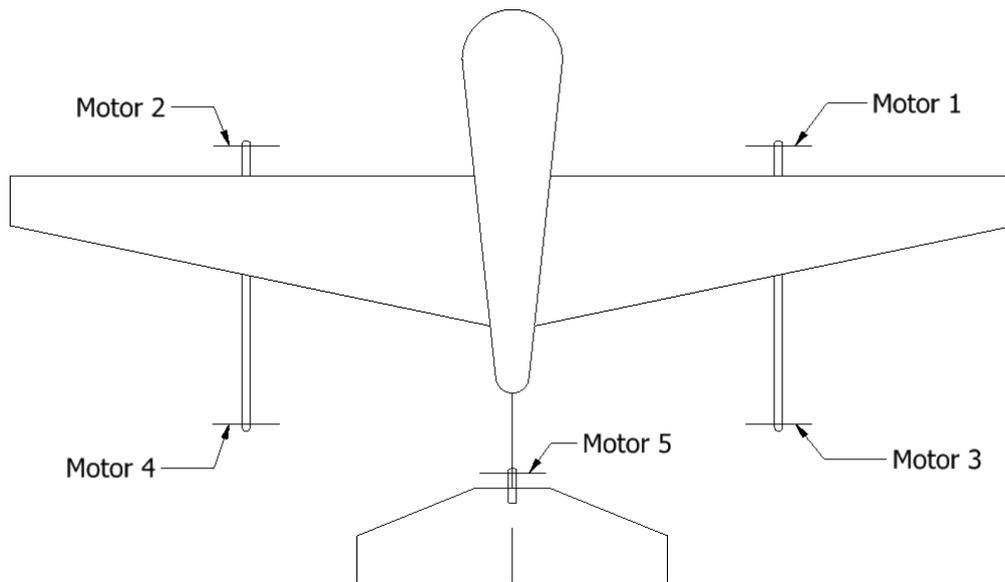


Fig. 23 Tilt-rotor con cinco motores.

## 2.2 Relación de los componentes para evaluación del sistema de propulsión.

Se recopila toda la información necesaria de cada uno de los modelos encontrados de motores, propelas, baterías y controladores de velocidad, los cuales se encuentran detallados en el Anexo I.

Los elementos del sistema de propulsión se han seleccionado en base a las siguientes consideraciones:

Tabla 3 Consideraciones para componentes de la base de datos.

Componente	Consideración
Motores	100 a 700 KV
Propelas	Diámetros desde 10 hasta [22 in]
ESC	Corrientes entre 50 a 180[A]
Baterías	<ul style="list-style-type: none"> <li>Baterías LiPo de 4S, 6S y 12S</li> <li>Capacidad entre 10000 y 22000 [mAh]</li> </ul>

Para elegir los sistemas de propulsión se determinan las combinaciones de motor-propela tomando en cuenta las recomendaciones del fabricante. Con esta relación se obtiene valores acerca del empuje, voltaje, corriente, eficiencia, rpm, etc., que varían con el

porcentaje de aceleración. Esta información se detalla en el informe de pruebas disponible en las especificaciones técnicas de cada motor.

Se considera el comportamiento a una aceleración del 100% para determinar el modelo del ESC y de la batería que tengan valores de corriente y voltaje que cumplan con los requerimientos del motor.

Los modelos del ESC se eligieron tomando en cuenta el valor de corriente del motor a la aceleración del 100%, y se escoge un modelo que tenga de 5 a 10 [A] más del requerido. La batería se elige tomando en cuenta el requerimiento del voltaje tanto del motor como del ESC.

MOTORES		Aceleración 100%			PROPELA	ESC		BATERÍA		
MODELO	Voltaje[V]	Corriente[A]	Eficiency [g/W]	MODELO	MODELO	AMPERAJE [A]	MODELO	S	CAPACIDAD [mAh]	
V605 KV210	46,6	68,3	4,01	V22*7,4	FLAME 80A 12S V2,0	80	Tattu Plus 1,0	12	10000	
V602 KV180	46,81	42,5	4,9	V22*8	FLAME 60A HV	60	Tattu Plus 1,0	12	10000	

Fig. 24 Ejemplo de selección del sistema de propulsión.

Como se observa en la Fig.24, la corriente del motor V605 es de 68,3[A] por lo que se selecciona el modelo de ESC que sea de entre 75 a 80 [A], en este caso se eligió el modelo FLAME 80A 12S V2,0. De la misma manera, se observa que el motor necesita un voltaje de aproximadamente 46,6 [V], por lo que se busca una batería 12S, siendo así en este caso la batería Tattu Plus 1,0 el modelo escogido.

Esta misma idea de relacionar los componentes del sistema de propulsión se realizó para todos los motores. De acuerdo con lo detallado anteriormente, se crearon las siguientes tablas matriciales de relación, para observar las selecciones de los componentes de mejor manera.

### Combinación Motor-Propela

Para este caso se seleccionó la relación recomendada, la cual viene del fabricante, y la relación alta la cual selecciona propelas del mismo diámetro que las recomendadas, pero con un diferente paso. Ver Fig. 25.

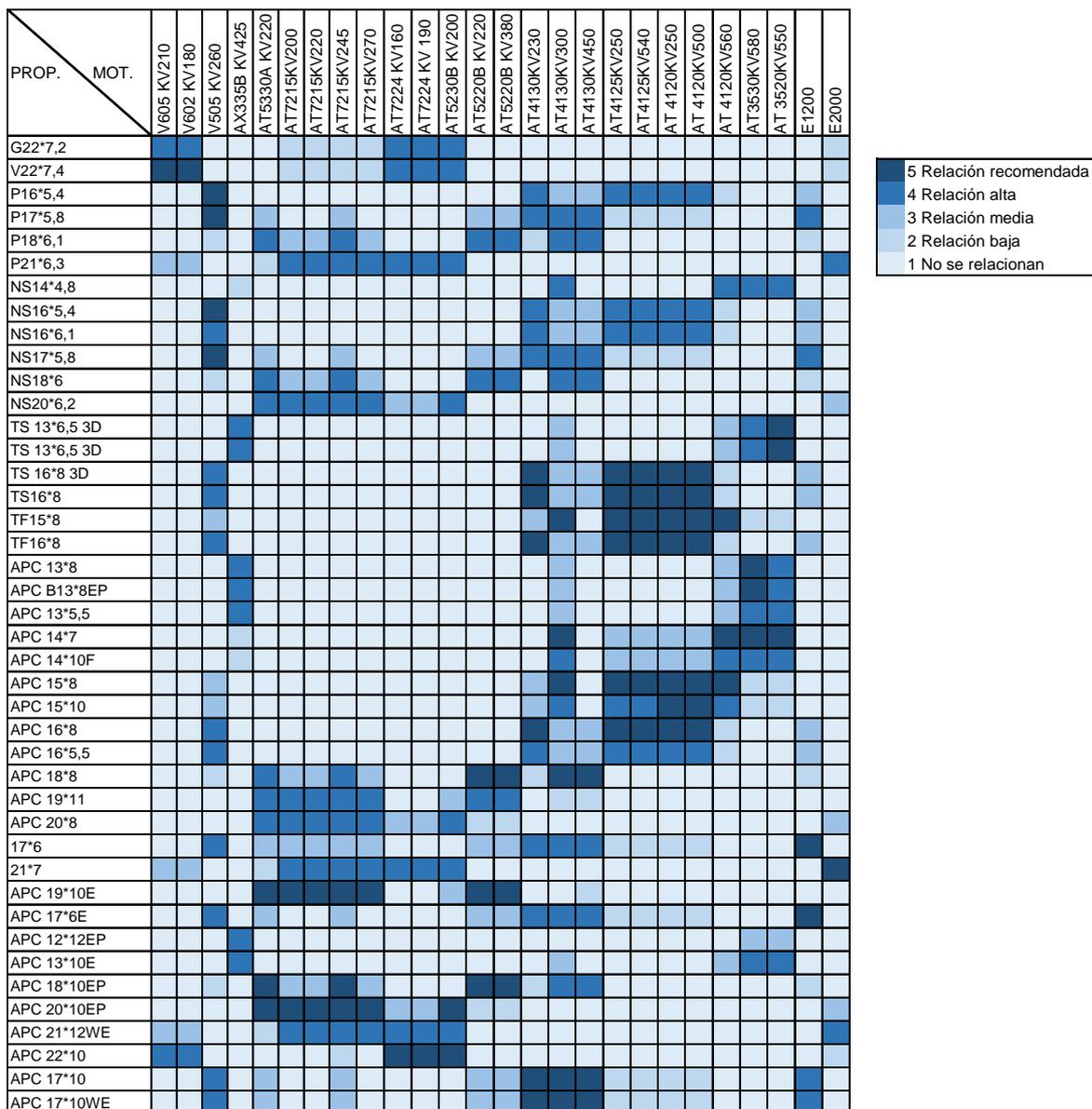


Fig. 25 Matriz de relación Motor-Propela.

### Combinación Motor-ESC

Se ha realizado esta relación tomando en cuenta el método mencionado anteriormente. En este caso se utilizó solo las relaciones recomendadas. En algunos casos se puede observar que un motor trabaja con diferentes amperajes del ESC, esto debido a que en la sección anterior varios motores se han relacionado con diferentes propelas, y esta combinación puede requerir un diferente amperaje. Ver Fig.26.

ESC	MOTORES																										
	V605 KV210	V602 KV180	V505 KV260	AX335B KV425	AT5330A KV220	AT7215KV200	AT7215KV220	AT7215KV245	AT7215KV270	AT7224 KV160	AT7224 KV 190	AT5230B KV200	AT5220B KV220	AT5220B KV380	AT4130KV230	AT4130KV300	AT4130KV450	AT4125KV250	AT4125KV540	AT 4120KV250	AT 4120KV500	AT 4120KV560	AT3530KV580	AT 3520KV550	E1200	E2000	
FLAME 60A 12S																											
FLAME 70A 6S																											
FLAME 80A 12S V2,0																											
FLAME 100A 6S																											
FLAME 100A 14S																											
AT115A -UBEC(6-12S)																											
AT55A-UBEC (6-12S)																											
AT75A-UBEC (6-12S)																											
AM66A (6-12S)																											
ALPHA 60A 6S																											
ALPHA 60A 24S																											
ALPHA 80A 12S																											
40A 26V 6S																											
25A 52.2V 12S																											
FLAME 180A 12S V2.0 (6-12S)																											

- 5 Relación recomendada
- 4 Relación alta
- 3 Relación media
- 2 Relación baja
- 1 No se relacionan

Fig. 26 Matriz de relación Motor-ESC.

### Combinación Motor-Batería

Se ha seleccionado la batería de acuerdo con el voltaje requerido por la relación motor-propela, trabajando así solo con la relación recomendada. Si bien la mayoría de las baterías son 6S, éstas tienen diferentes capacidades, mismas que se pueden observar en anexos. Ver Fig.27.

BATERÍA	MOTORES																										
	V605 KV210	V602 KV180	V505 KV260	AX335B KV425	AT5330A KV220	AT7215KV200	AT7215KV220	AT7215KV245	AT7215KV270	AT7224 KV160	AT7224 KV 190	AT5230B KV200	AT5220B KV220	AT5220B KV380	AT4130KV230	AT4130KV300	AT4130KV450	AT4125KV250	AT4125KV540	AT 4120KV250	AT 4120KV500	AT 4120KV560	AT3530KV580	AT 3520KV550	E1200	E2000	
6S16000mAh																											
Tattu 22,2V 30C 6S																											
Tattu 14,8V 25c 4S																											
Tattu 30C 22,2V 6S																											
Tattu 22,8V 15C 6S																											
Tattu Plus 22,V 25C 6S																											
Tattu 22,8V 25C 6S																											
15C 22.2V LiPo 6S																											
15C 14.8V LiPo 4S																											
Tattu Plus 1,0 12S																											

- Relación recomendada
- Relación media
- No tiene relación

Fig. 27 Matriz de relación Motor- Batería.

## 2.3 Memoria de cálculo

### Base de datos

Una vez establecidas las distintas combinaciones del sistema de propulsión que se van a evaluar tanto para las configuraciones de tres motores como para la de cinco motores, se procedió a crear una base de datos en MySQL Workbench (Anexo II), con toda la

información recopilada y relaciones establecidas. Mismo que permitió realizar todos los cálculos en simultáneo para las diferentes combinaciones del sistema de propulsión.

Se crearon 4 tablas correspondientes a Motores, Propelas, ESC y Baterías. Cada tabla con sus respectivos atributos, necesarios para realizar el proceso de comparación.

Una vez creadas todas las tablas, se establecen las relaciones mencionadas en las Fig. 25,26,27 a través de tablas intermediarias que contienen el id único de cada elemento como se observa en la Fig. 28:

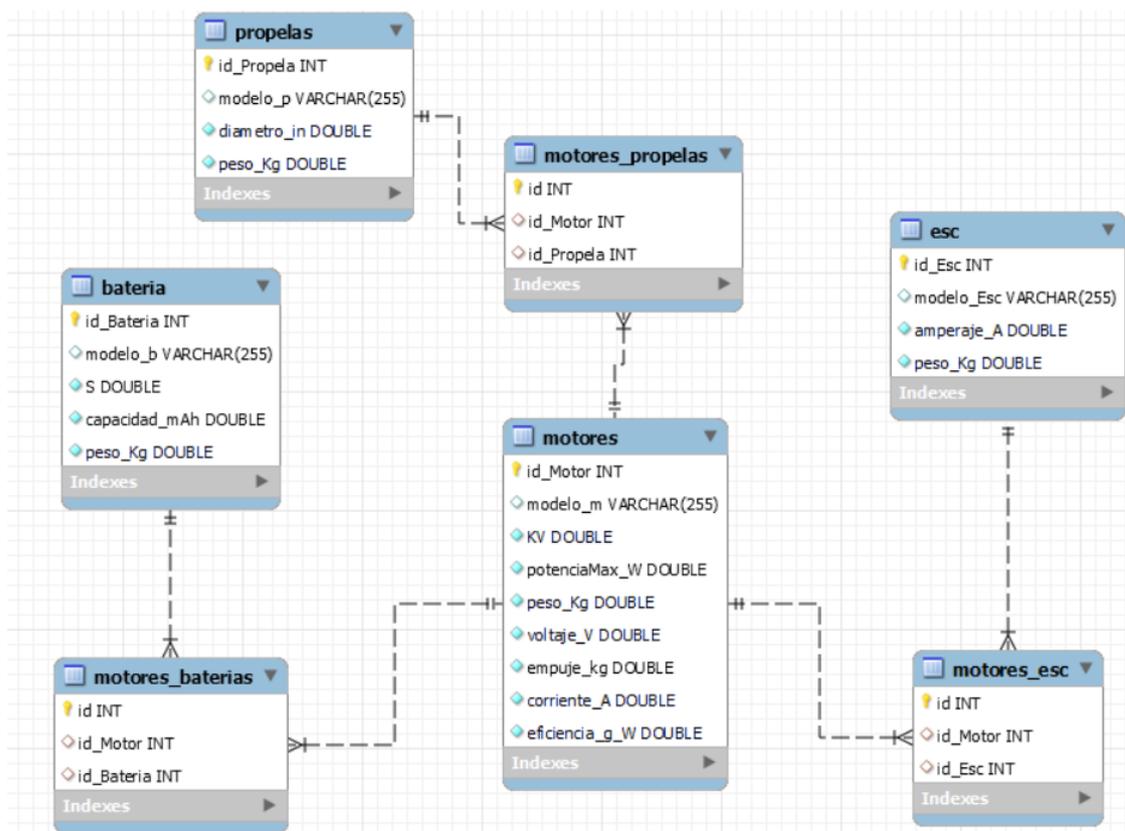


Fig. 28 Diagrama Entidad-Relación

Luego de implementar la base de datos se establece el Query que permite traer toda la información requerida desde la BD hacia el lenguaje Python. Ver Fig.29

```

SELECT
m.id_Motor AS id_Motor, m.peso_Kg AS peso_motor_kg, m.empuje_kg AS empuje_kg,
m.KV, m.potenciaMax_W, m.voltaje_V, m.corriente_A, m.eficiencia_g_W,
p.id_Propela AS id_Propela, p.peso_Kg AS peso_propela_kg, p.diametro_in,
e.id_Esc, e.amperaje_A, e.peso_Kg AS peso_esc_kg, b.id_Bateria, b.peso_Kg AS
peso_bat_kg, b.S, b.capacidad_mAh

FROM motores m

LEFT JOIN motores_propelas mp ON m.id_Motor = mp.id_Motor JOIN propelas p ON
mp.id_Propela=p.id_Propela

```

```

LEFT JOIN motores_ESC me ON m.id_Motor= me.id_Motor JOIN Esc e ON
me.id_Esc=e.id_Esc

LEFT JOIN motores_baterias mb ON m.id_Motor=mb.id_Motor JOIN bateria b ON
mb.id_Bateria=b.id_Bateria;

```

Fig. 29 Consulta de MySQL.

## Condiciones de operación

En las tablas 4 y 5 se encuentran los datos esenciales relativos a tiempos, velocidades, distancias y parámetros generales. Estos datos son cruciales para llevar a cabo los cálculos pertinentes relacionados con potencia y consumo de energía.

Tabla 4 Datos en el perfil de la misión.

<b>FASE</b>	<b>Velocidad [m/s]</b>	<b>Distancia [m]</b>	<b>Tiempo [s]</b>
<b>Take off</b>	3,33	300	90
<i>Hover</i>	-----		60
<i>Climbing</i>			30
<i>Cruise</i>	12	15960	1330
<i>Loiter</i>			60
<i>Descent</i>			60
<i>Landing</i>	4	360	90
		<b>Total</b>	1780

Tabla 5 Datos del VTOL y parámetros generales.

<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
$S [m^2]$	0,52
$W_{estructura} [Kg]$	2,5
$W_{carga\ útil} [Kg]$	1
$K_T$	2
Altura de operación [m]	4000
$\rho_{\infty} [kg/m^3]$	0,7585
$\rho_{SL} [kg/m^3]$	1,225
$q_{\infty} [N/m^2]$	92,1765
$C_D$	0,0599
$C_{DO,axial}$ (suponiendo placa plana)	1,9
$C_L$	0,756
$C_{L,max}$	1,6

## Implementación de código

Se desarrolló un código en Python (Anexo III) que realiza los cálculos respectivos para determinar el peso total, empuje, potencias requeridas en los diferentes puntos de la misión y el consumo de energía total de la aeronave.

Para el desarrollo de este se crearon dos archivos. El primero para realizar la conexión con la base de datos y el segundo que contiene toda la lógica para la obtención de los diferentes parámetros de evaluación.

Se utilizó la librería `mysql.connector` para realizar la conexión entre la base de datos alojada en MySQL Workbench y Python, en la cual se tiene que establecer parámetros como:

- `host="localhost",`
- `user="root",`
- `password="root",`
- `database="TIC_DATOS",`
- `port=3306`

Una vez establecida la conexión, en el segundo archivo se plasmaron todas las fórmulas que se mencionan más adelante para realizar los cálculos respectivos. Se toma en cuenta datos tanto fijos (Tabla 4 y 5) y datos variables de cada modelo almacenado en la base de datos creada.

Primero se determina el número de motores que tendrá el VTOL para calcular su peso total mediante la siguiente fórmula:[49]

$$W_{TO} = (W_{estructura} + W_{carga\ útil} + W_{batería} + W_{propulsion}) * 9.81 \quad [N] \quad (2.1)$$

Donde:

$W_{TO}$ : Peso total [N]

$W_{estructura}$ : Masa estructural de la aeronave (fuselaje, alas, estabilizador, etc.) [Kg]

$W_{carga\ útil}$ : Masa de la carga útil [Kg]

$W_{batería}$ : Masa de la batería [Kg]

$W_{propulsion}$ : Masa del sistema de propulsión incluyendo motor, propelas y controlador de velocidad. [Kg]

Por otra parte, el peso del sistema de propulsión se determina mediante:

$$W_{propulsion} = (W_{motor} + W_{propela} + W_{esc}) * N_{mot} \text{ [Kg]} \quad (2.2)$$

$W_{motor}$ : Masa del motor [Kg]

$W_{propela}$ : Masa de la propela [Kg]

$W_{esc}$ : Masa del controlador de velocidad [Kg]

$N_{mot}$ : Número de motores

Posteriormente se verifica que el empuje generado por el motor-propela, el cual se encuentra establecido en el Anexo I, sea suficiente para levantar el vehículo cumpliendo la siguiente condición:

$$N_{mot} * F_{empuje} \geq K_T * W_{TO} \quad (2.3)$$

En este caso  $K_T = 2$ , para que se cumpla que la relación empuje-peso sea de al menos 2:1. Una vez identificadas las configuraciones que cumplen con este criterio, se procede a calcular la potencia necesaria para las diferentes fases de vuelo con las siguientes ecuaciones: [49], [50], [51]

- *Potencia requerida en crucero*

$$P_R = \sqrt{\frac{2}{\rho_{alt} S}} * W_{TO}^{\frac{3}{2}} * \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \text{ [W]} \quad (2.5)$$

$P_R$ : Potencia en crucero [W]

$\rho_{alt}$ : Densidad del aire [kg/m<sup>3</sup>]

$S$ : Swing área [m<sup>2</sup>]

$C_D$ : Coeficiente de arrastre

$C_L$ : Coeficiente de sustentación

- *Potencia en despegue*

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2} \left( \sqrt{1 + \frac{2T_{TO}}{\rho_{\infty} V_{TO}^2 A_{prop}}} \right) \text{ [W]} \quad (2.6)$$

$$T_{TO} = K_T W_{TO} \text{ [N]} \quad (2.7)$$

$P_{TO}$ : Potencia para el despegue [W]

$V_{TO}$ : velocidad de despegue [m/s]

$\rho_{\infty}$ : densidad del aire [kg/m<sup>3</sup>]

$A_{prop}$ : área de la propela [m<sup>2</sup>]

$K_T$ : relación empuje-peso

$T_{TO}$ : Fuerza de empuje

- *Potencia en ascenso*

$$P_{CL} = (W_{TO} \text{sen} \theta + C_D q_{\infty} S) V_{CL} \quad [W] \quad (2.8)$$

$$V_{CL} = 1.2 \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho_{SL} C_{L,max} S}} \quad \left[ \frac{m}{s} \right] \quad (2.9)$$

$P_{CL}$ : Potencia para ascenso [W]

$\theta$ : ángulo de ascenso [°]

$q_{\infty}$ : presión dinámica [N/m<sup>2</sup>]

$V_{CL}$ : Velocidad de ascenso [m/s]

$\rho_{SL}$ : Densidad al nivel del mar [kg/m<sup>3</sup>]

$C_{L,max}$ : Coeficiente máximo de sustentación.

- *Potencia en vuelo estacionario y aterrizaje*

$$P_H = \frac{\left( \frac{W_{TO}}{\eta_{motor} N} \right)^{3/2}}{FM \sqrt{2\rho_{SL} A_{prop}}} \quad [W] \quad (2.10)$$

$$V_H = \sqrt{\frac{\frac{W_{TO}}{\eta_{motor} N}}{2\rho_{SL} A_{prop}}} \quad \left[ \frac{m}{s} \right] \quad (2.11)$$

$$V_{LD} \leq 2V_H \quad (2.12)$$

$$x = -\frac{V_{LD}}{V_H} \quad (2.13)$$

$$V_i = V_H (1.2 - 1.125x - 1.372x^2 - 1.718x^3 - 0.655x^4) \left[ \frac{m}{s} \right] \quad (2.14)$$

$$T_{LD} = \frac{W_{TO} - \frac{1}{2} \rho_{SL} V_{TO}^2 S C_{DO,axial}}{\eta_{motor} N} \quad [N] \quad (2.15)$$

$$P_{LD} = \left( \frac{T_{LD}}{FM} \right) (V_i - V_{LD}) \quad [W] \quad (2.16)$$

$P_H$ : Potencia de desplazamiento [W]

$V_H$ : Velocidad de desplazamiento por motor [m/s]

$C_{DO,axial}$ : coeficiente de arrastre cero en ascenso axial (suponiendo placa plana 1.9)

$V_{LD}$ : Velocidad de aterrizaje [m/s]

$V_i$ : Velocidad inducida de descenso [m/s]

$T_{LD}$ : empuje por motor [N]

Se realiza una segunda verificación al asegurarse de que la potencia necesaria para el despegue sea inferior a la potencia máxima proporcionada por el motor. En este proceso, la potencia requerida para el despegue se distribuirá entre los 3 o 4 motores según la configuración, con el objetivo de confirmar que cada motor puede manejar dicha potencia sin forzar condiciones. Este análisis garantiza que la carga de trabajo se distribuya eficientemente entre los motores, asegurando un despegue seguro y sin comprometer el rendimiento individual de cada uno de ellos.

Además, en la etapa de crucero, se verifica que la potencia requerida también sea menor que la capacidad máxima del motor, asegurando así que cada motor sea suficiente para mantener el modo de vuelo horizontal de manera eficiente. Este análisis global garantiza un rendimiento óptimo en estas fases del vuelo.

$$P_{TO} \leq P_{max,motor} \wedge P_R \leq P_{max,motor} \quad (2.17)$$

Finalmente, se lleva a cabo una evaluación energética con las configuraciones que satisfacen los criterios mencionados anteriormente, sin tomar en cuenta elementos como cámara, radio o controlador que también requieren energía. El cálculo del consumo total de energía se realiza utilizando las siguientes ecuaciones: [51]

Tabla 6. Ecuaciones para determinar el consumo de energía.

Fase de vuelo	Ecuación
Modos de vuelo multitoror: despegue, estacionario, aterrizaje	$C_{MR} = \frac{t_{MR} * P_{MR} * FM}{\eta_{tot,MR} * 3600} [Wh] \quad (2.18)$
Crucero	$C_R = \frac{S_{range} * P_R}{V_R * \eta_{tot,FW} * 3600} [Wh] \quad (2.19)$
Loiter	$C_L = \frac{t_{loiter} * P_R}{\eta_{tot,FW} * 3600} [Wh] \quad (2.20)$
Ascenso/Descenso	$C_{CL} = \frac{\eta_{prop} * t_{CL} * P_{CL}}{\eta_{tot,FW} * 3600} [Wh] \quad (2.21)$

Los datos tanto de tiempos como de distancias se encuentran en la Tabla 4.

Se determina la eficiencia del sistema en dos fases: ala fija FW y multirrotor MR necesarias para calcular los consumos de energía como sigue:[52]

$$\eta_{tot,FW} = \eta_{ESC} * \eta_{motor} * \eta_{propela} \quad (2.22)$$

$$\eta_{tot,MR} = FM * \eta_{motor} * \eta_{ESC} \quad (2.23)$$

$\eta_{ESC}$ : Eficiencia del controlador de velocidad.

$\eta_{motor}$ : Eficiencia del motor.

$\eta_{propela}$ : Eficiencia de la propela.

$FM$ : Factor de mérito (relación de la potencia ideal necesaria para flotar sobre la potencia real requerida).

La eficiencia de los componentes electrónicos utilizados en los UAV como motores y ESC generalmente se encuentran en un rango de entre 0,8 a 0,95. Dichos valores pueden variar de acuerdo con la calidad o el diseño específico de estos, también pueden verse afectados por diferentes factores como la temperatura, cara, etc. [52]

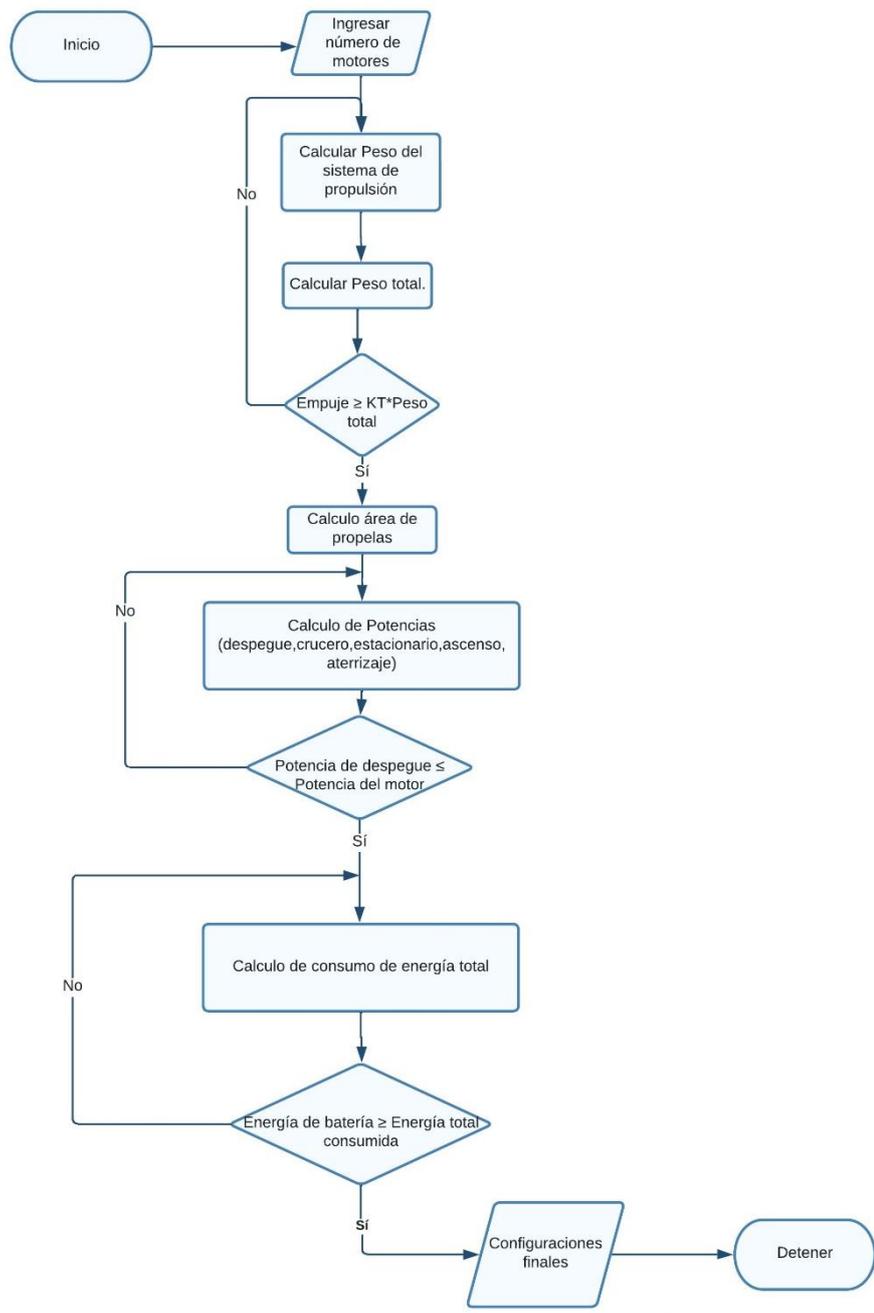
Por otra parte, la eficiencia de las propelas se encuentra en un rango de 0.7 al 0.9 aproximadamente. Principalmente, esta se ve afectada por el diseño de las palas, el diámetro y la velocidad de rotación, así como también con las condiciones de vuelo. El factor de mérito FM típicamente se encuentra entre 0.7 -0.8 [28] [51]

Para este caso se toman las eficiencias presentadas en la siguiente tabla:

*Tabla 7 Eficiencia de los componentes electrónicos.*

<b>Equipo</b>	<b>Eficiencia</b>
Motor	0,9
Esc	0,85
FM	0,7
Propela	0,8

La Fig.30 muestra todo el proceso de cálculo descrito se implementado en lenguaje Python (Anexo III) para cada combinación de sistemas de propulsión creadas.



Daniela Velasco | February 5, 2024

Fig. 30 Diagrama de flujo del algoritmo.

### 3 RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 3.1 Resultados

Las configuraciones que cumplieron con los criterios establecidos anteriormente tanto para las configuraciones de tres y de cinco motores se expresan en el Anexo IV. En él se encuentran los ID de los modelos tanto para motores, propelas, ESC y baterías, dándose a entender el sistema de configuración completo. Sin embargo, en las siguientes comparaciones se hará mayor referencia a la combinación motor-propela, para un mejor entendimiento con respecto a la eficiencia.

Es importante destacar que, en las evaluaciones llevadas a cabo, se ha tomado en cuenta utilizar los mismos modelos de motor, ajustándolos según la configuración correspondiente a cada caso.

#### Configuración seleccionada para cinco motores

Para este caso se ha considerado comparar las configuraciones finales en base a la que tiene menor peso y mayor eficiencia. Ver Fig.31

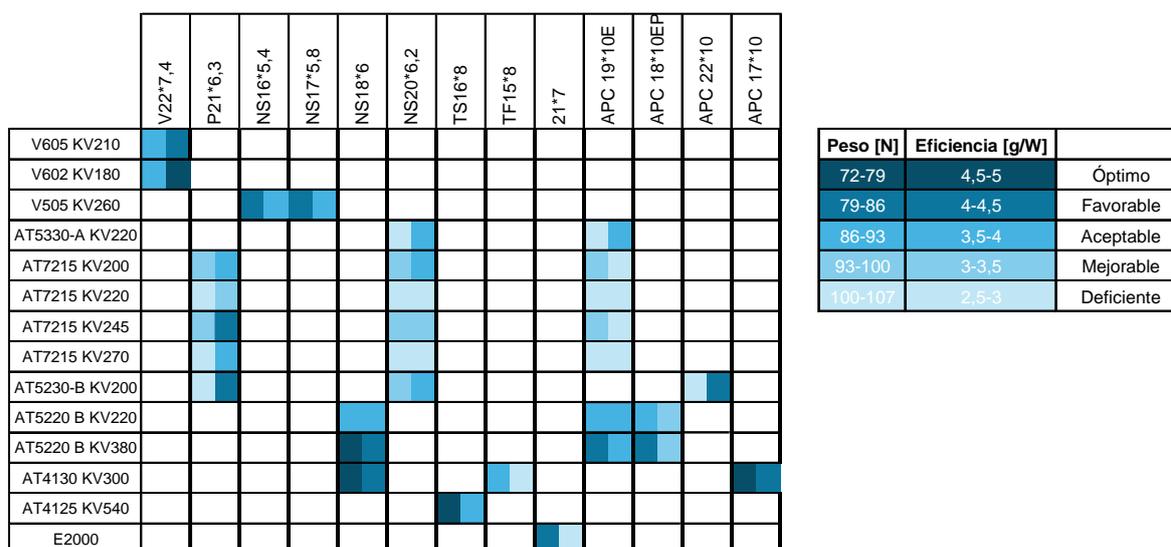


Fig. 31 Comparación de configuraciones para cinco motores.

De la Fig.31, se encontraron tres configuraciones que cumplen con el requerimiento de un bajo peso y son relativamente eficientes.

La primera configuración tiene el modelo de T-motor AT5220 con KV380 y con una propela de modelo NS18\*6. En la segunda configuración se tiene el motor AT4130 con KV300 y la propela NS18\*6. Por último, la tercera configuración tiene el modelo AT4130 con KV300 y

la propela de APC 17\*10. La Tabla 8 resume los parámetros calculados (Anexo IV) para estas.

Tabla 8. Opciones posibles para la configuración de cinco motores.

Opción	Eficiencia [g/W]	Peso Total [N]	Potencia Total[W]	Consumo de Energía Total [Wh]
1	4.01	77.038	3438.77	287.107
2	4.47	73.32	3180.61	266
3	4.07	75.625	3512.576	287.67

En la Tabla 8 se observa que la opción 2 es la de menor peso total incluyendo todo el sistema de propulsión, fuselaje y carga útil. Además, se evidencia que requiere una menor potencia y consume menos energía en comparación con las otras configuraciones. La potencia que requiere es de 3,2 [kW] aproximadamente, lo que conlleva a un consumo energético de aproximadamente 266 [Wh].

Con el fin de mostrar mejor el desempeño de cada conjunto motor-propela se muestran las gráficas donde se compara la eficiencia y empuje de acuerdo con el porcentaje de aceleración en el Anexo V donde se observa que la configuración 2 muestra un mayor rendimiento a comparación de las otras y destaca con un mayor empuje mientras se acerca a su máxima aceleración siendo el máximo que alcanza dicha configuración de 7.23 [kg].

Tabla 9 Costos del sistema de propulsión para configuración de cinco motores.

Costos del sistema de propulsión para configuración de cinco motores.						
Opción 1						
Componente		Unidad	Costo/unidad [\$]	Costo de implementación [\$]	Costo de mantenimiento [\$]	
					6 meses	1 año
<b>Motor</b>	AT5220 B KV380	5	139	695,00	90,35	90,35
<b>Propela</b>	NS18*6	5	41,495	207,48	26,97	207,48
<b>ESC</b>	FLAME 100A 6S	5	89,99	449,95	58,49	58,49
<b>Batería</b>	ARES 6S 16Ah	1	399	399,00	51,87	399,00
			<b>TOTAL</b>	1751,43	227,69	755,32
Opción 2						
<b>Motor</b>	AT4130 KV300	5	119,99	599,95	77,99	77,99
<b>Propela</b>	NS18*6	5	41,495	207,48	26,97	207,48
<b>ESC</b>	AM66A	5	82,99	414,95	53,94	53,94
<b>Batería</b>	ARES 6S 16Ah	1	399	399,00	51,87	399,00
			<b>TOTAL</b>	1621,38	210,78	738,41
Opción 3						
<b>Motor</b>	AT4130 KV300	5	119,99	599,95	77,99	77,99

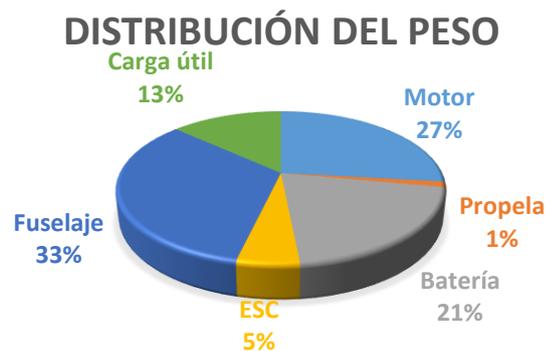
<b>Propela</b>	APC 17*10	5	10,75	53,75	6,99	53,75
<b>ESC</b>	AM66A	5	82,99	414,95	53,94	53,94
<b>Batería</b>	ARES 6S 16Ah	1	399	399,00	51,87	399,00
			<b>TOTAL</b>	1467,7	190,8	584,7

En la Tabla 9, se presenta una tabla de costos totales acerca del sistema de propulsión dependiendo la opción a analizar. Además, se presentan los costos de mantenimiento para 6 y 12 meses. Se puede observar que la opción 3 tiene tanto menor costo de implementación como de mantenimiento. Por lo que económicamente sería la mejor opción. Por otra parte, la opción 2 cuesta aproximadamente \$150 dólares más que la opción 3 pero su desempeño es mejor en cuanto a eficiencia, además de ser la que menos consumo de energía genera y menor peso tiene.

Con lo discutido anteriormente se determina a la segunda opción 2 como la más adecuada para ser implementada en una configuración de cinco motores. Dicho sistema de propulsión queda conformado de la siguiente manera:

*Tabla 10 Elementos del sistema de propulsión para la configuración de cinco motores.*

<b>MOTORES</b>	<b>PROPELAS</b>	<b>ESC</b>	<b>BATERÍA</b>
AT4130 KV300	NS18*6	FLAME 100A 6S	ARES 6S 16Ah



*Fig. 32 Distribución del peso para la configuración de cinco motores.*

De la Fig. 32 se observa que la mayor parte del peso es proporcionada por la estructura en sí de la aeronave con un 33%, seguida por el motor ocupando el 27% del peso considerando que son cinco motores y la batería en un 21% siendo estos los tres componentes que más peso dan a la aeronave.

## Configuración seleccionada para tres motores

Las configuraciones que cumplieron con los criterios establecidos se expresan en el Anexo IV. Se realizó una comparación de todas las opciones considerando la eficiencia [g/W] y el peso total[N], buscando las configuraciones que cumpla con ser más livianas y tengan una alta eficiencia. Ver Fig.33

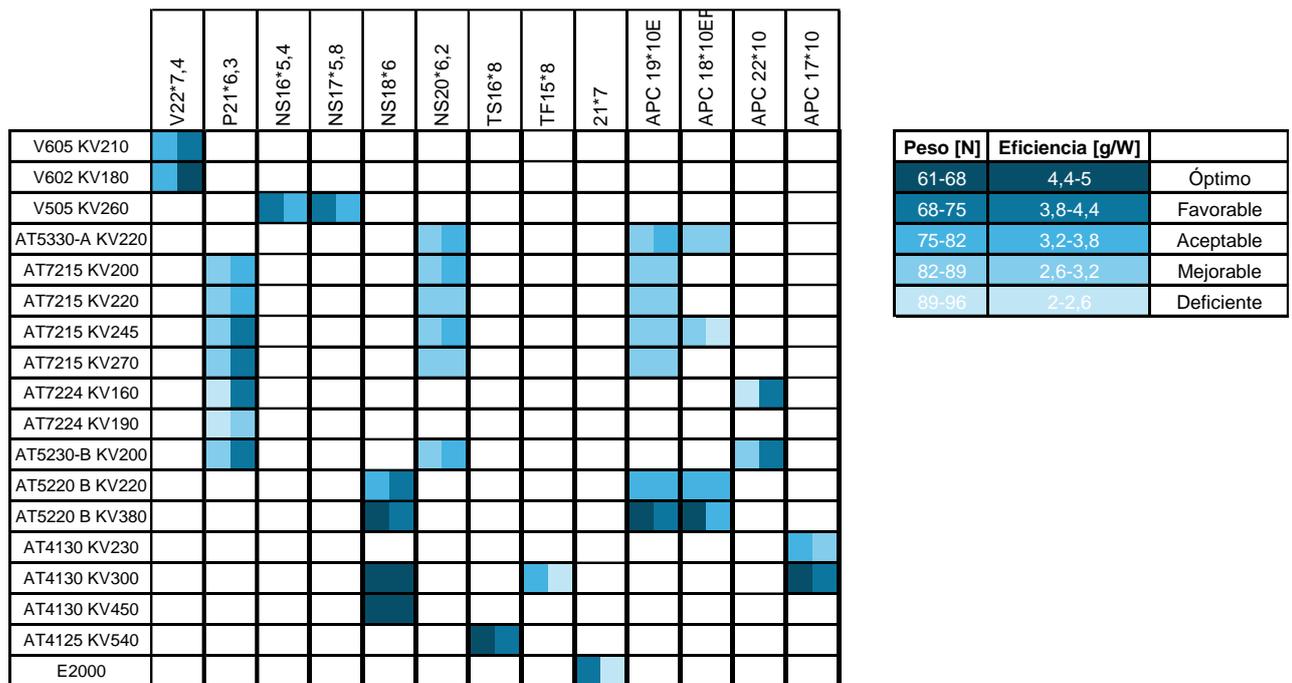


Fig. 33 Comparación de las configuraciones para tres motores.

De la Fig.33 se puede observar que hay dos configuraciones que cumplen con los criterios de menor peso y alta eficiencia. El modelo de motor seleccionado es el AT4130 de T-motor y el modelo de la propela es NS18\*6, la diferencia radica en el KV del motor ya que en un caso se tiene un KV de 300 y por el otro un KV de 450. Las posibles configuraciones y los parámetros calculados (Anexo IV) se expresan en la Tabla 11.

Tabla 11 Opciones posibles para la configuración de tres motores

Opción	Eficiencia [g/W]	Peso Total [N]	Potencia Total[W]	Consumo de Energía Total [Wh]
1	4.47	61.312	3199.539	243.604
2	4.56	64.462	3462.27	263.221

De la Tabla 11, se tiene que la primera opción tiene una eficiencia relativamente menor a la segunda siendo esta de 4.47[g/W]. Sin embargo, a su vez esta es la que menor peso

tiene 61.31[N], requiere menor potencia 3,2[kW] y por tanto tendrá un menor consumo de energía siendo este de 243,6 [Wh].

Dentro del Anexo V, se muestran las gráficas de eficiencia y empuje de acuerdo con la aceleración que experimente el motor. Se muestra que el motor AT4130 con 300 KV en general muestra un mejor rendimiento a medida que aumenta el porcentaje de aceleración. Mientras que el motor con 450KV es ligeramente superior en cuanto al empuje de ahí su diferencia en cuanto a la eficiencia.

*Tabla 12 Costos del sistema de propulsión para configuración de tres motores.*

<b>Costos del sistema de propulsión para configuración de tres motores</b>						
<b>Opción 1</b>						
<b>Componente</b>		<b>Unidad</b>	<b>Costo/unidad [\$]</b>	<b>Costo de implementación [\$]</b>	<b>Costo de mantenimiento [\$]</b>	
					<b>6 meses</b>	<b>1 año</b>
<b>Motor</b>	AT4130 KV300	3	119,99	359,97	46,80	46,80
<b>Propela</b>	NS18*6	3	41,495	124,49	16,18	124,49
<b>ESC</b>	AM66A	3	82,99	248,97	32,37	32,37
<b>Batería</b>	Tattu 30C 22,2V	1	335,99	335,99	43,68	335,99
			<b>TOTAL</b>	1069,42	139,02	539,64
<b>Opción 2</b>						
<b>Motor</b>	AT4130 KV450	3	119,99	359,97	46,80	46,80
<b>Propela</b>	NS18*6	3	41,495	124,49	16,18	124,49
<b>ESC</b>	AT55A-UBEC	3	29,99	89,97	11,70	11,70
<b>Batería</b>	Tattu Plus 22,2 V 25C	1	227,99	227,99	29,64	227,99
			<b>TOTAL</b>	802,42	104,31	410,97

En la Tabla 12 se tiene que la opción 2 es más favorable económicamente, en comparación con la primera opción teniendo aproximadamente \$ 200 de diferencia en cuanto al costo de implementación. Por otra parte, en cuanto al mantenimiento a los 6 meses se tiene una diferencia menor a los \$50.

Por lo tanto, tomando en cuenta que la primera opción genera un menor consumo de energía, tiene un menor peso y una eficiencia más alta a lo largo del desempeño del motor (Anexo IV y V), se escoge a dicha opción como la óptima para la configuración de tres motores. El sistema de propulsión queda conformado como sigue:

*Tabla 13. Elementos del sistema de propulsión para la configuración de tres motores.*

<b>MOTORES</b>	<b>PROPELAS</b>	<b>ESC</b>	<b>BATERÍA</b>
AT4130 KV300	NS18*6	ALPHA 60A 6S	TATTU 22,8V 25C

## DISTRIBUCIÓN DEL PESO [KG]

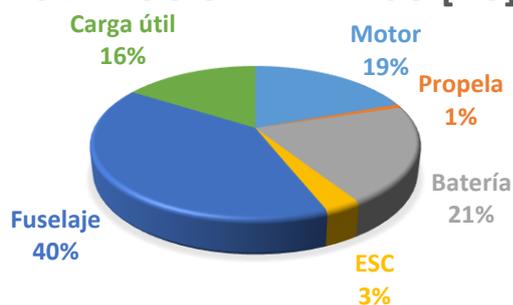


Fig. 34 Distribución del peso para la configuración de tres motores.

En la Fig.34 se muestra que el mayor porcentaje del peso es del fuselaje con el 40% seguido de la batería con el 21% y los motores conforman el 19% del peso total tomando en cuenta que se utilizarán tres motores.

### Comparación entre configuraciones de tres y cinco motores.

En las siguientes gráficas se muestra una comparación entre las configuraciones encontradas tanto para cinco como para tres motores para determinar cuál es la más conveniente tanto técnica como económicamente. Para una mejor discusión de las gráficas se muestra la nomenclatura de las opciones obtenidas:

Nomenclatura	Descripción
A	Configuración de tres motores, opción 1
B	Configuración de tres motores, opción 2
C	Configuración de cinco motores, opción 1
D	Configuración de cinco motores, opción 2
E	Configuración de cinco motores, opción 3

De las Tablas 8,9,11 y 12 se tienen las siguientes gráficas que describen el comportamiento de las distintas configuraciones obtenidas.

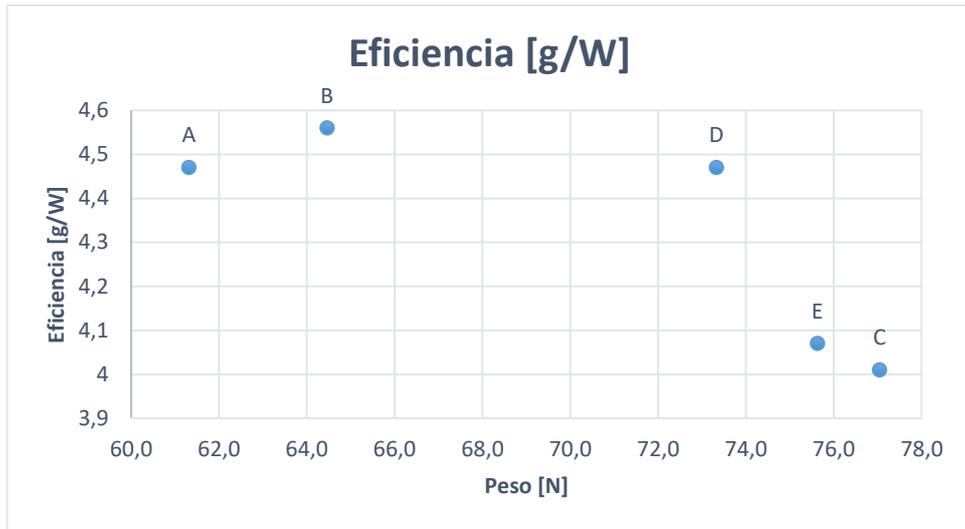


Fig. 35 Eficiencia vs Peso total.

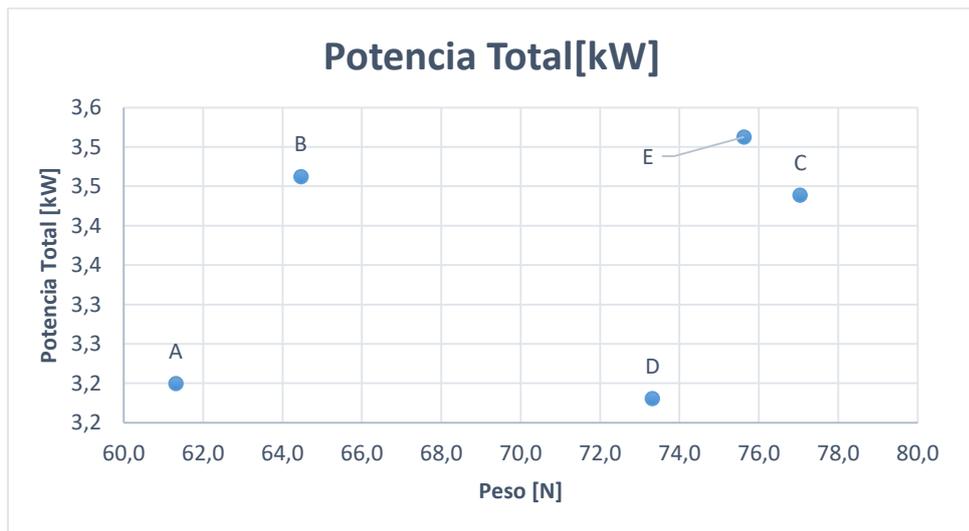


Fig. 36 Potencia Total vs Peso total.

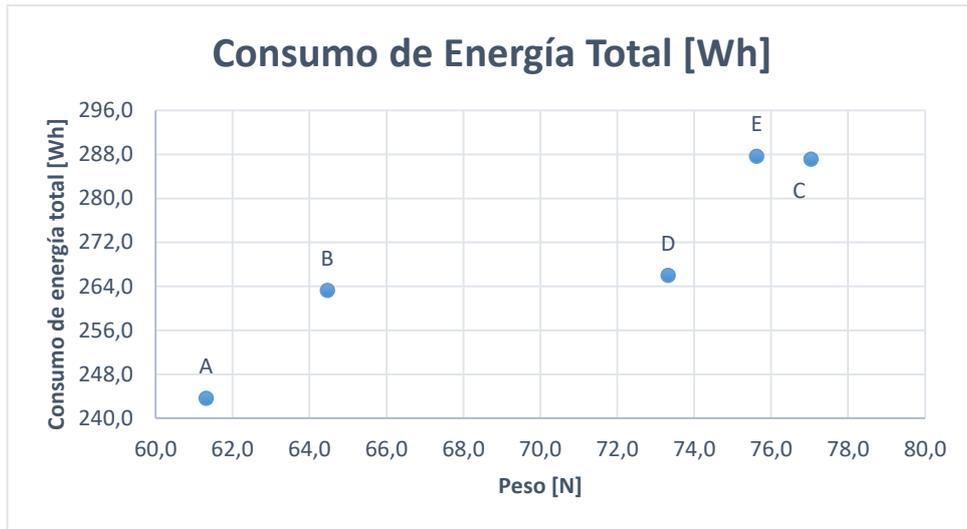


Fig. 37 Consumo de Energía Total vs Peso total.

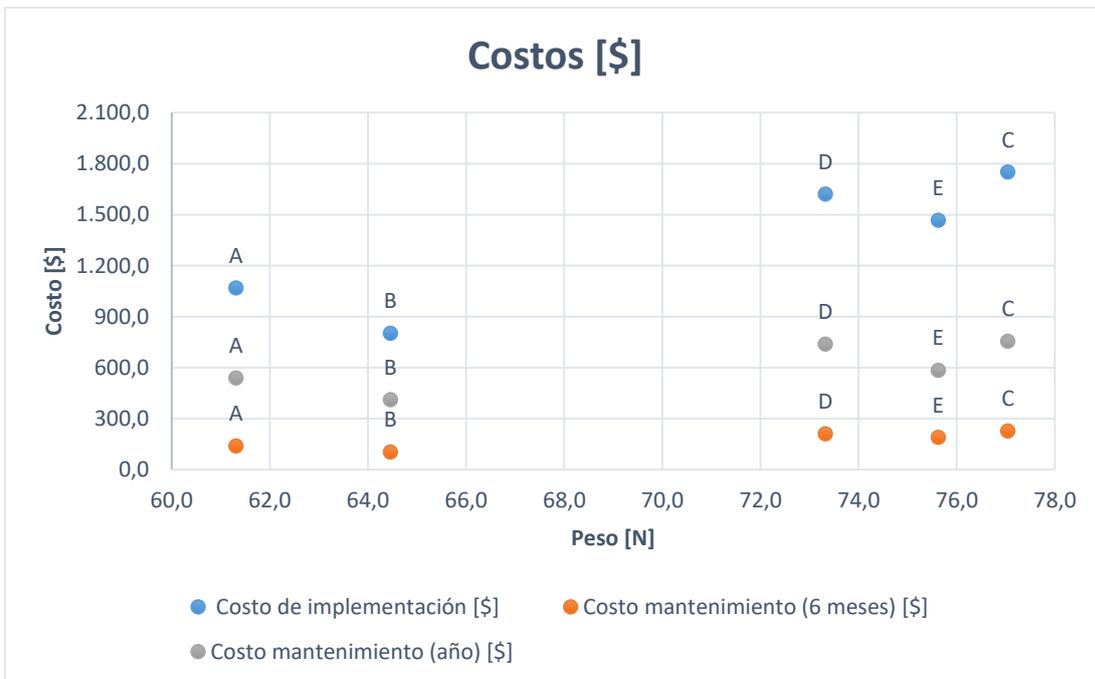


Fig. 38 Análisis de costos vs Peso total.

Se tiene que las configuraciones con motores más eficientes son las conformadas por tres motores la más eficiente sería B seguida de A. De las configuraciones con cinco motores más eficiente se tiene D que tiene el mismo motor que A por lo que tienen la misma eficiencia. Las configuraciones E y C tienen motores menos eficientes. Ver Fig. 35

En la Fig. 36, se muestra la potencia necesaria para realizar todo el perfil de vuelo, donde las que requieren menos potencia son D seguida de A. Las configuraciones E, B y C son las que más potencia requieren. Sin embargo, al comparar su consumo de energía se observa que A y B son las configuraciones que menor consumo de energía tienen ya que,

al ser de menor peso, los motores no necesitarán tanta energía para volar la aeronave como con lo hacen C, D y E. Ver Fig.37

Al comparar B y D se observa que: B utiliza un tipo de motor que requiere más potencia, pero es más eficiente en términos de consumo de energía a comparación de D la cual tiene un motor menos eficiente que requiere menos potencia para la misión, pero su menor eficiencia resulta en un mayor consumo de energía por lo que entre estas dos la configuración B es más recomendable.

Respecto a los costos, Fig.38 las configuraciones que utilizan cinco motores C, D y E son más costosas debido a que requieren más componentes eléctricos. Por lo tanto, las configuraciones de tres motores A y B son más asequibles y costará menos mantenerlas.

Basándonos en la discusión anterior sobre las configuraciones que emplean tres motores, se llega a la conclusión de que A y B son las configuraciones recomendadas para luego determinar que la opción óptima es la Configuración A entre las presentadas.

### **3.2 Conclusiones**

En este estudio, se llevó a cabo una investigación para identificar y recopilar información sobre los diferentes tipos de configuraciones de sistemas de propulsión destinados a UAVs tipo VTOL mediante datos técnicos detallados sobre los componentes de estos sistemas alojados en una base de datos de MySQL. Se destacó especialmente en analizar configuraciones que emplean tanto tres como cinco motores, proporcionando una comprensión completa de las opciones disponibles en el ámbito de los sistemas de propulsión eléctricos para UAVs VTOL.

Se llevaron a cabo evaluaciones de aspectos técnicos y económicos en relación con las configuraciones seleccionadas para el VTOL. Se examinaron detalladamente el peso total de la aeronave, la eficiencia del sistema de propulsión, la potencia total requerida para llevar a cabo una misión de vuelo y el consumo de energía asociado con cada configuración evaluada. Además, en el ámbito económico, se consideraron los costos de implementación y mantenimiento, utilizando precios de mercado en Estados Unidos para cada componente eléctrico del sistema de propulsión. Se estableció un programa de mantenimiento periódico cada 6 meses a lo largo de un año para calcular costos sostenibles a corto plazo

Se llevaron a cabo evaluaciones tanto cualitativas como cuantitativas, entre los sistemas de propulsión Tail-sitter, Tilt-wing y Tilt-rotor. Los resultados revelaron que, en términos cualitativos, los sistemas Tilt-rotor destacan como la opción más adecuada. Además, al realizar análisis de los parámetros cuantitativos sobre aspectos técnico-económicos,

focalizados en configuraciones Tilt-rotor con tres y cinco motores, se determinó que la configuración óptima es aquella que emplea tres motores. El sistema de propulsión eléctrico está conformado por un motor de la marca T-motor modelo AT4130 KV300, las propelas modelo NS18\*6 y un controlador de velocidad electrónico ALPHA 60A 6S ambos de la misma marca del motor. El sistema será alimentado por una batería marca Tattu modelo TATTU 22,8V 25C de 6S con una capacidad de 11000 [mAh].

### **3.3 Recomendaciones**

Se sugiere llevar a cabo exhaustivas pruebas de vuelo que comparen las configuraciones propuestas de tres motores, con el objetivo de evaluar su comportamiento en diversas alturas de vuelo, tiempos, distancias y velocidades. Estas pruebas son esenciales para obtener información detallada sobre el rendimiento de cada configuración en condiciones variables y validar los datos previamente proporcionados en este trabajo.

La recopilación de datos adicionales a través de pruebas de vuelo permitirá una evaluación más completa y precisa, proporcionando una base sólida que respalde la toma de decisiones informada al seleccionar el motor más idóneo para cumplir con los requisitos específicos de la misión.

Además, se recomienda realizar un análisis integral de costos para el VTOL, abarcando no solo los costos de implementación y mantenimiento hasta un año, como se abordó en este trabajo, sino también considerando los costos de operación, manufactura y otros aspectos relevantes. Este enfoque amplio permitirá obtener una referencia económica más completa de toda la aeronave.

Este análisis detallado contribuirá significativamente a identificar la opción más conveniente desde el punto de vista económico, al tener en cuenta los diversos aspectos financieros a lo largo del ciclo de vida del VTOL.

## **4 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

- [1] J. Vélez, "DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO.," CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ, UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE, Latacunga, 2015.
- [2] P. Baquero Montoya and R. Vásquez Briones, "Empleo De Los Uav , En Operaciones De Seguridad Y Vigilancia En Las Áreas Estratégicas En El Ecuador," vol. IV, no. 4, pp. 86–100, Dec. 2019.

- [3] J. Sarango and M. Quinteros, "Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija (UAV) con un sistema de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).," Escuela Politécnica Nacional, 2023.
- [4] S. Yu, J. Heo, S. Jeong, and Y. Kwon, "Technical Analysis of VTOL UAV," *Journal of Computer and Communications*, vol. 04, no. 15, pp. 92–97, 2016, doi: 10.4236/jcc.2016.415008.
- [5] S. Yu and Y. Kwon, "Development of VTOL Drone for Stable Transit Flight," *Journal of Computer and Communications*, vol. 05, no. 07, pp. 36–43, May 2017, doi: 10.4236/jcc.2017.57004.
- [6] A. Misra *et al.*, "A Review on Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Tilt-Rotor and Tilt Wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)," *Journal of Engineering*, vol. 2022, pp. 1–27, Sep. 2022, doi: 10.1155/2022/1803638.
- [7] J. Guilmartin, "Unmanned aerial vehicle, military aircraft.," *Britannica*. Dec. 17, 2023. Accessed: Feb. 13, 2023. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/technology/unmanned-aerial-vehicle>
- [8] G. Nugroho, Y. D. Hutagaol, and G. Zuliardiansyah, "Aerodynamic Performance Analysis of VTOL Arm Configurations of a VTOL Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation," *Drones*, vol. 6, no. 12, 2022, doi: 10.3390/drones6120392.
- [9] S. Panigrahi, Y. S. S. Krishna, and A. Thondiyath, "Design, analysis, and testing of a hybrid VTOL Tilt-rotor UAV for increased endurance.," *Sensors*, vol. 21, no. 18, pp. 1–21, Aug. 2021, doi: 10.3390/s21185987.
- [10] J. Balaguer, "Análisis y estudio de mejora de un UAV de ala fija VTOL," Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels, Catalunya, 2019.
- [11] J. A. Moreno M., "Diseño Y Evaluación De Un Sistema Embebido Para Conectar Al Control De Vuelo De Un Vant Aplicado a La Inspección De Líneas De Transmisión," Bogotá D.C., 2019.
- [12] J. Zong, B. Zhu, Z. Hou, X. Yang, and J. Zhai, "Evaluation and comparison of hybrid wing vtol uav with four different electric propulsion systems," *Aerospace*, vol. 8, no. 9, 2021, doi: 10.3390/aerospace8090256.
- [13] B. Theys, G. Dimitriadis, P. Hendrick, and J. De Schutter, "Influence of propeller configuration on propulsion system efficiency of multi-rotor Unmanned Aerial Vehicles," *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2016*, no. 2, pp. 195–201, 2016, doi: 10.1109/ICUAS.2016.7502520.
- [14] T. Matsumoto *et al.*, "A hovering control strategy for a tail-sitter VTOL UAV that increases stability against large disturbance," *Proc IEEE Int Conf Robot Autom*, no. June, pp. 54–59, 2010, doi: 10.1109/ROBOT.2010.5509183.
- [15] M. Mousaei, J. Geng, A. Keipour, D. Bai, and S. Scherer, "Design, Modeling and Control for a Tilt-rotor VTOL UAV in the Presence of Actuator Failure," *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, vol. 2022-Octob, pp. 4310–4317, 2022, doi: 10.1109/IROS47612.2022.9981806.
- [16] D. Zhang, Z. Chen, and J. Lv, "Lift System Design of Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle," *Intelligent Control and Automation*, vol. 03, no. 04, pp. 285–290, Sep. 2012, doi: 10.4236/ica.2012.34033.

- [17] H. Çakir and D. F. Kurtuluş, "Design and aerodynamic analysis of a VTOL tilt-wing UAV," *Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences*, vol. 30, no. 3, pp. 767–784, 2022, doi: 10.3906/ELK-2105-59.
- [18] F. Binz, T. Islam, and D. Moormann, "Attitude control of tiltwing aircraft using a wing-fixed coordinate system and incremental nonlinear dynamic inversion," *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 11, 2019, doi: 10.1177/1756829319861370.
- [19] T. Ostermann, J. Holsten, Y. Dobrev, and D. Moormann, "CONTROL CONCEPT OF A TILTWING UAV DURING LOW SPEED MANOEUVRING," Germany, 2012.
- [20] M. Sato and K. Muraoka, "Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle," *J Propuls Power*, vol. 31, no. 5, pp. 1071–1082, 2015, doi: 10.2514/1.G000263.
- [21] K. Masuda and K. Uchiyama, "Robust control design for Quad Tilt-Wing UAV," *Aerospace*, vol. 5, no. 1, 2018, doi: 10.3390/aerospace5010017.
- [22] G. Palaia, K. Abu Salem, V. Cipolla, E. Di Vitantonio, E. Rizzo, and V. Binante, "Preliminary design of a Tiltwing UAV with a box wing configuration," *Aerotecnica Missili & Spazio*, vol. 97, no. 4, pp. 198–207, 2018, doi: 10.1007/bf03406054.
- [23] C. Chen, J. Zhang, D. Zhang, and L. Shen, "Control and flight test of a tilt-rotor unmanned aerial vehicle," *Int J Adv Robot Syst*, vol. 14, no. 1, pp. 1–12, 2017, doi: 10.1177/1729881416678141.
- [24] VirtualEXPO Group, "Dron industrial - Vector - Quantum-Systems GmbH - de vigilancia / de reconocimiento / de ala fija." Accessed: Dec. 18, 2023. [Online]. Available: <https://www.aeroexpo.online/es/prod/quantum-systems-gmbh/product-182718-69064.html>
- [25] C. Cienfuegos, "FIMI Manta VTOL: El dron de Ala Fija » Drones Baratos Ya!" Accessed: Dec. 18, 2023. [Online]. Available: <https://www.dronesbaratosya.com/fimi-manta-vtol/>
- [26] N. A. Musa, S. Mansor, A. Ali, W. Z. Wan Omar, A. A. Latif, and K. Perumal, "Effects of aircraft tail configurations on sensitivity to yaw disturbances," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 629, no. December 2015, pp. 197–201, 2014, doi: 10.4028/www.scientific.net/AMM.629.197.
- [27] "Wingcopter – Delivering the Future." Accessed: Apr. 19, 2023. [Online]. Available: <https://wingcopter.com/>
- [28] J. Gundlach and J. A. Schetz, "Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach AIAA EDUCATION SERIES."
- [29] AliExpress.com, "Batería de MG1P-1S UAV MG12000 - AliExpress." Accessed: Dec. 03, 2023. [Online]. Available: <https://es.aliexpress.com/i/1005003791712039.html>
- [30] O. A. Islas Silvas, "Algoritmo inteligente para la optimización del proceso de carga en una batería LiPo," Universidad Autónoma de Baja California.
- [31] O. Estalin, A. Balseca, M. Cesar, R. Lacruz, and E. Secretario, "Controlador electrónico de velocidad para cuatro motores sin escobillas de un dron."
- [32] "ESC Controlador de Velocidad para Motor Brushless." Accessed: Dec. 03, 2023. [Online]. Available: [https://electropro.pe/index.php?route=product/product&product\\_id=539](https://electropro.pe/index.php?route=product/product&product_id=539)
- [33] "INNLOI-Motor sin escobillas para Dron KV440 4114, sistema de propulsión a prueba de agua para 390, propulsor, industria, fotografía aérea, UAV, 1555 - AliExpress."

- Accessed: Dec. 03, 2023. [Online]. Available: <https://es.aliexpress.com/item/1005004398343203.html>
- [34] P. Ochoa Urrea, "DESARROLLO DE BANCO DE PRUEBAS PARA HÉLICES Y MOTORES DE DRONES," Universidad EIA, 2018.
- [35] J. M. Cotte Corredor and A. F. Moreno Pineda, "DISEÑO DE CONTROL ROBUSTO DE VELOCIDAD DE MOTORES BRUSHLESS PARA ROBÓTICA AÉREA," Universidad Nacional De Colombia, 2010.
- [36] uav.maxongroup.com, "How to develop a drone successfully?The importance of having a reliable, dedicated, and powerful motorized solution for drones."
- [37] Shenzhen GC Electronics Co., "Drone Brushless Motor 4kg ." Accessed: Dec. 12, 2023. [Online]. Available: <https://sw.jmrdrone.com/drone-motors/57377336.html>
- [38] "Hablemos de hélices: 4 elementos críticos que debemos conocer." Accessed: Dec. 12, 2023. [Online]. Available: <https://whatthequad.com/helices-de-drones/>
- [39] Prometec, "Lo que hay que saber para elegir las hélices para un cuadracóptero – Prometec." Accessed: Dec. 12, 2023. [Online]. Available: <https://www.prometec.net/elegir-helices-dron/>
- [40] "HÉLICES ." Accessed: Dec. 12, 2023. [Online]. Available: <https://accesoriosdrone.com/componentes-para-tu-drone/helices/>
- [41] "Cómo funcionan las hélices de un drone." Accessed: Dec. 12, 2023. [Online]. Available: <https://www.comprardrones.online/como-funcionan-las-helices-de-un-drone/>
- [42] A. Otero Ortega, "Enfoques de investigación," *ResearchGate*, no. August, Aug. 2018.
- [43] O. Alberto Morales, "FUNDAMENTOS DE LA INVESTIGACIÓN DOCUMENTAL Y LA MONOGRAFÍA," 2003.
- [44] Cabrera Chimbo Anthony Alexander, "Diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para monitorear los recursos hídricos del Parque Nacional Cajas," pp. 25–35, 2021.
- [45] DJI ENTERPRISE SERVICE, "Mantenimiento oficial DJI." Accessed: Feb. 06, 2024. [Online]. Available: <https://djiarsmadrid.com/es/278-mantenimiento-oficial-dji>
- [46] P. Stahl, C. Roessler, P. Stahl, C. Roessler, and M. Hornung, "Performance and Life Cycle Cost Comparison of Optimized Fixed-Wing VTOL UAV Configurations," 2019, doi: 10.25967/490207.
- [47] WD-40 Company, "Como realizar un mantenimiento de drones | Tutoriales WD-40." Accessed: Feb. 06, 2024. [Online]. Available: <https://wd40.lat/how-to/como-realizar-un-mantenimiento-de-drones/>
- [48] K. Pütsep, T. Nerep, H. Tiismus, and A. Rassõlkin, "Development and testing of vertical take-off and landing aerial vehicle with tandem electric ducted fan motor," *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, vol. 72, no. 2, pp. 184–193, 2023, doi: 10.3176/proc.2023.2.08.
- [49] E. Valencia, V. Alulema, and D. Rodríguez, "Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion Systems," in *Propulsion systems-IntechOpen*. Accessed: Jan. 28, 2024. [Online]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/332594188\\_Wetland\\_Monitoring\\_Using\\_Unmanned\\_Aerial\\_Vehicles\\_with\\_Electrical\\_Distributed\\_Propulsion\\_Systems](https://www.researchgate.net/publication/332594188_Wetland_Monitoring_Using_Unmanned_Aerial_Vehicles_with_Electrical_Distributed_Propulsion_Systems)

- [50] Ö. Dündar, M. Bilici, and T. Ünler, "Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 23, no. 5, pp. 1182–1193, Oct. 2020, doi: 10.1016/j.jestch.2020.02.002.
- [51] W. Saengphet and C. Thumthae, "Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED transport.," Dec. 2016. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/312173247>
- [52] M. Fadhil, B. Jamaludin, M. Ab Wahid, M. Zain, and J. Bahru, "DESIGN AND ANALYSIS PERFORMANCE OF FIXED WING VTOL UAV," 2018. [Online]. Available: [www.jtse.utm.my/eISSN2289-9790](http://www.jtse.utm.my/eISSN2289-9790)

## 5 ANEXOS

### ANEXO I: MODELOS RECOPIADOS

#### Modelo de motores T-motor.

MOTORES												
Características						Aceleración 100%					Costo	Enlace
ID	MODELO	KV	POTENCIA MAX. [W]	PESO [kg]	CORRIENTE [A]	VOLTAJE [V]	EMPUJE [Kg]	TORQUE [Nm]	RPM	EFICIENCIA [g/W]	[\$]	
1	V605 KV210	210	3200	0,385	70	46,6	12,761	3,26	7036	4,01	149,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/v605-vtol-motor.html">https://store.tmotor.com/product/v605-vtol-motor.html</a>
2	V602 KV180	180	2000	0,345	45	46,81	9,749	2,56	5700	4,9	139,9	<a href="https://store.tmotor.com/product/v602-vtol-motor.html">https://store.tmotor.com/product/v602-vtol-motor.html</a>
3	V505 KV260	260	2500	0,255	52	47,16	7,5	1,55	10606	3,77	119,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/v505-vtol-motor.html">https://store.tmotor.com/product/v505-vtol-motor.html</a>
4						46,93	8,741	1,76	10075	3,52		
5	AX335-B	425	1500	0,26	60	21,66	1,045	0,825	7163	1,35	99,9	<a href="https://store.tmotor.com/goods-1323-AX335-B.html">https://store.tmotor.com/goods-1323-AX335-B.html</a>
6						28,76	1,647	1,311	8985	1,03		
7	AT5330-A KV220	220	3600	0,685	75	43,07	8,276	2,61	8075	2,94	179	<a href="https://store.tmotor.com/product/at5330-a-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at5330-a-fixed-wing-motor.html</a>
8						42,76	10,518	2,73	7898	3,57		
9						42,68	11,913	3	7756	3,7		
10	AT7215	200	4400	0,55	95	46,17	11,572	3,758	8681	2,96	219	<a href="https://store.tmotor.com/product/at7215-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at7215-fixed-wing-motor.html</a>
11						46,02	13,85	3,978	8522	3,75		
12						40,12	12,869	3,739	7450	3,65		
13		220	4500	0,565	100	45,62	11,865	3,611	9002	2,63		
14						45,48	14,307	3,872	8859	2,95		
15						39,59	13,551	3,615	7726	3,43		
16		245	5000	0,555	110	45,61	10,835	3,648	9660	2,24		
17						40,03	11,06	3,57	8608	2,9		
18						39,71	12,745	3,299	8387	3,33		
19						31,59	10,597	3,034	6860	4,05		
20		270	4800	0,56	120	39,43	11,327	3,43	8928	2,64		
21	39,3					13,795	3,68	8749	2,99			
22	30,97					11,428	3,336	7156	3,81			

23	AT7224	160	4800	0,78	105	46,51	12,494	3,711	7109	3,77	229	<a href="https://store.tmotor.com/product/at7224-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at7224-fixed-wing-motor.html</a>				
24						46,42	14,447	4,499	7213	3,82						
25		190	6000	0,78	135	45,56	15,565	5,185	8385	2,91						
26						45,14	17,722	5,893	8139	2,95						
27	AT5230-B	200	3500	0,61	75	42,8	11,641	2,99	7973	3,66	149	<a href="https://store.tmotor.com/product/at5230-b-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at5230-b-fixed-wing-motor.html</a>				
28						35,56	10,167	2,977	6765	4,3						
29						35,35	11,5	3,339	6518	4,25						
30	AT5220 B	220	2700	0,45	70	43,33	8,185	2,037	8141	3,87	139	<a href="https://store.tmotor.com/product/at5220-b-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at5220-b-fixed-wing-motor.html</a>				
31						43,22	7,806	2,354	7936	3,3						
32						43,11	9,499	2,468	77781	3,7						
33		380	2200	0,465	100	20,43	6,733	1,9	7422	4,01						
34						20,34	6,328	1,853	7128	3,45						
35						20,21	7,516	1,921	7020	3,84						
36	AT4130	230	2500	0,408	60	43,78	6,395	1,521	8646	3,82	119,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at4130-long-shaft-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at4130-long-shaft-fixed-wing-motor.html</a>				
37						43,62	7,63	2,101	7891	3,14						
38		300	3200	0,405	75	29,01	6,577	1,67	7215	4,07						
39						29,01	7,231	1,672	7201	4,47						
40						43,67	6,283	1,595	11329	2,7						
41						43,14	7,787	2,171	10572	2,5						
42						450	1800	0,408	75	21,16			6,534	1,676	7167	4,16
43										21,18			7,017	1,641	7201	4,56
44	AT4125	250	2200	0,35	50	43,7	5,838	1,473	9145	3,35	115,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at4125-long-shaft-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at4125-long-shaft-fixed-wing-motor.html</a>				
45						43,58	7,053	1,723	8831	3,44						
46		540	2000	0,355	85	21,36	5,537	1,344	8879	3,56						
47						21,03	6,618	1,528	8492	3,85						
48	AT 4120	250	2100	0,304	45	43,73	5,504	1,347	8963	3,45	109,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at4120-long-shaft-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at4120-long-shaft-fixed-wing-motor.html</a>				
49						43,61	5,609	1,545	8618	3,04						
50						43,63	6,717	1,603	8676	3,37						
51		500	1700	0,305	75	21,75	4,714	1,02	8135	4,4						

52						21,4	4,67	1,301	7952	3,1		
53						21,49	5,967	1,318	8108	4,24		
54		560	1800	0,3	80	21,61	4,909	1,065	9581	3,82		
55	21,32					5,58	1,376	8979	3,41			
56	AT3530	580	1400	0,298	65	21,69	4,082	0,88	9678	3,48	99,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at3530-long-shaft-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at3530-long-shaft-fixed-wing-motor.html</a>
57						21,61	4,805	1,052	9496	3,8		
58	AT3520	550	1100	0,218	50	21,99	3,575	0,667	9252	4,66	79,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at3520-long-shaft-fixed-wing-motor.html">https://store.tmotor.com/product/at3520-long-shaft-fixed-wing-motor.html</a>
59						21,83	4,116	0,854	8762	4,26		
60	E1200 4216CW	310	1200	0,205	40	25	3,9	/	/	3,25	253,69/Conjunto	<a href="https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search">https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search</a>
61	E2000	130	2000	0,23	40	50	5,1	/	/	2,55	482,28/Conjunto	<a href="https://www.dji.com/e2000/info">https://www.dji.com/e2000/info</a>

## Modelo de propelas T-motor y APC.

PROPELA					
ID	MODELO	DIAMETRO [in]	PESO [kg]	COSTO [\$]	ENLACE
1	G22*7,2	22	0,056	210,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/g22x7_2-prop-glossy-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/g22x7_2-prop-glossy-carbon-fiber.html</a>
2	V22*7,4	22	0,048	159,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/v22x7_4-vtol-propeller.html">https://store.tmotor.com/product/v22x7_4-vtol-propeller.html</a>
3	P16*5,4	16	0,0265	62,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-16x5_4-prop.html">https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-16x5_4-prop.html</a>
4	P17*5,8	17	0,028	71,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-17x5_8-prop.html">https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-17x5_8-prop.html</a>
5	P18*6,1	18	0,033	82,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-18x6_1-prop.html">https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-18x6_1-prop.html</a>
6	P21*6,3	21	0,058	124,9/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-21x6_3-prop.html">https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-21x6_3-prop.html</a>
7	NS14*4,8	14	0,0105	49,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns14x4_8-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns14x4_8-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
8	NS16*5,4	16	0,013	62,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns16x5_4-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns16x5_4-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
9	NS16*6,1	16	0,0185	62,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns16x6_1-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns16x6_1-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
10	NS17*5,8	17	0,0165	72,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns17x5_8-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns17x5_8-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
11	NS18*6	18	0,017	82,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns18x6-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns18x6-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
12	NS20*6,2	20	0,023	119,99/PAR	<a href="https://store.tmotor.com/product/ns20x6_2-prop-uav-carbon-fiber.html">https://store.tmotor.com/product/ns20x6_2-prop-uav-carbon-fiber.html</a>
13	TS 13*6,5 3D	13	0,0279	3,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/ts13x6_5-prop-polymer-straight.html">https://store.tmotor.com/product/ts13x6_5-prop-polymer-straight.html</a>
14	TS 13*6,5 3D BLACK	13	0,0237	5,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/ts13x6_5-black-prop-polymer-straight.html">https://store.tmotor.com/product/ts13x6_5-black-prop-polymer-straight.html</a>
15	TS 16*8 3D	16	0,0469	5,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/ts16x8-3d-prop-polymer-straight.html">https://store.tmotor.com/product/ts16x8-3d-prop-polymer-straight.html</a>
16	TS16*8	16	0,0402	8,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/ts16x8-prop-polymer-straight.html">https://store.tmotor.com/product/ts16x8-prop-polymer-straight.html</a>
17	TF15*8	15	0,052	25,9	<a href="https://store.tmotor.com/product/tf15x8-prop-polymer-folding.html">https://store.tmotor.com/product/tf15x8-prop-polymer-folding.html</a>
18	TF16*8	16	0,0542	28,9	<a href="https://store.tmotor.com/product/tf16x8-prop-polymer-folding.html">https://store.tmotor.com/product/tf16x8-prop-polymer-folding.html</a>
19	APC 13*8	13	0,05	6,9	<a href="https://www.apccprop.com/product/13x8/">https://www.apccprop.com/product/13x8/</a>
20	APC B13*8EP	13	0,03	5,46	<a href="https://www.apccprop.com/product/b13x8ep/">https://www.apccprop.com/product/b13x8ep/</a>
21	APC 13*5,5 MRF	13	0,022	6,9	<a href="https://www.apccprop.com/product/13x5_5/">https://www.apccprop.com/product/13x5_5/</a>
22	APC 14*7	14	0,077	9,77	<a href="https://www.apccprop.com/product/14x7/">https://www.apccprop.com/product/14x7/</a>
23	APC 14*10F	14	0,03	9,77	<a href="https://www.apccprop.com/product/14x10/">https://www.apccprop.com/product/14x10/</a>
24	APC 15*8	15	0,086	12,95	<a href="https://www.apccprop.com/product/15x8/">https://www.apccprop.com/product/15x8/</a>
25	APC 15*10	15	0,089	12,95	<a href="https://www.apccprop.com/product/15x10/">https://www.apccprop.com/product/15x10/</a>
26	APC 16*8	16	0,1	16,19	<a href="https://www.apccprop.com/product/16x8/">https://www.apccprop.com/product/16x8/</a>
27	APC 16*5,5MRP	16	0,046	8,86	<a href="https://www.apccprop.com/product/16x5-5mrp-st/">https://www.apccprop.com/product/16x5-5mrp-st/</a>
28	APC 18*8	18	0,132	22,67	<a href="https://www.apccprop.com/product/18x8/">https://www.apccprop.com/product/18x8/</a>
29	APC 19*11	19	0,132	25,92	<a href="https://www.apccprop.com/product/19x11/">https://www.apccprop.com/product/19x11/</a>
30	APC 20*8	20	0,182	29,16	<a href="https://www.apccprop.com/product/20x8/">https://www.apccprop.com/product/20x8/</a>
31	17*6	17	0,028	/	<a href="https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search">https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search</a>
32	21*7	21	0,058	/	<a href="https://www.dji.com/e2000/info">https://www.dji.com/e2000/info</a>
33	APC 19*10E	19	0,083	14,85	<a href="https://www.apccprop.com/product/19x10e/">https://www.apccprop.com/product/19x10e/</a>

34	APC 17*6E	17	0,064	10,75	<a href="https://www.apcprop.com/product/17x6e/">https://www.apcprop.com/product/17x6e/</a>
35	APC 12*12EP	12	0,026	4,64	<a href="https://www.apcprop.com/product/12x12ep/">https://www.apcprop.com/product/12x12ep/</a>
36	APC 13*10E	13	0,03	5,46	<a href="https://www.apcprop.com/product/13x10e/">https://www.apcprop.com/product/13x10e/</a>
37	APC 18*10EP	18	0,073	12,66	<a href="https://www.apcprop.com/product/18x10ep/">https://www.apcprop.com/product/18x10ep/</a>
38	APC 20*10EP	20	0,096	17,33	<a href="https://www.apcprop.com/product/20x10ep/">https://www.apcprop.com/product/20x10ep/</a>
39	APC 21*12WE	21	0,147	20,09	<a href="https://www.apcprop.com/product/21x12we/">https://www.apcprop.com/product/21x12we/</a>
40	APC 22*10	22	0,134	23,17	<a href="https://www.apcprop.com/product/22x10e/">https://www.apcprop.com/product/22x10e/</a>
41	APC 17*10	17	0,064	10,75	<a href="https://www.apcprop.com/product/17x10e/">https://www.apcprop.com/product/17x10e/</a>
42	APC 17*10WE	17	0,078	10,75	<a href="https://www.apcprop.com/product/17x10we/">https://www.apcprop.com/product/17x10we/</a>

## Modelos de controladores de velocidad T-motor.

ESC					
ID	MODELO	CORRIENTE [A]	PESO [kg]	COSTO [\$]	ENLACE
1	FLAME 60A 12S	60	0,0735	99,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-60a-12s-v2-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-60a-12s-v2-esc.html</a>
2	FLAME 70A 6S	70	0,055	69,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-70a-6s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-70a-6s-esc.html</a>
3	FLAME 80A 12S V2,0	80	0,109	119,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-80a-12s-v2-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-80a-12s-v2-esc.html</a>
4	FLAME 100A 6S	100	0,0785	89,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-100a-6s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-100a-6s-esc.html</a>
5	FLAME 100A 14S	100	0,139	129,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-100a-14s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-100a-14s-esc.html</a>
6	AT115A -UBEC(6-12S)	115	0,182	109,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at-115a-14s-fixed-wing-esc.html">https://store.tmotor.com/product/at-115a-14s-fixed-wing-esc.html</a>
7	AT55A-UBEC	55	0,063	29,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at-55a-6s-fixed-wing-esc.html">https://store.tmotor.com/product/at-55a-6s-fixed-wing-esc.html</a>
8	AT75A-UBEC	75	0,082	35,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/at-75a-6s-fixed-wing-esc.html">https://store.tmotor.com/product/at-75a-6s-fixed-wing-esc.html</a>
9	AM66A	66	0,0634	82,99	<a href="https://store.tmotor.com/goods-1173-AM66A++AM+Link+3D.html">https://store.tmotor.com/goods-1173-AM66A++AM+Link+3D.html</a>
10	ALPHA 60A 6S	60	0,0628	69,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/alpha-60a-6s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/alpha-60a-6s-esc.html</a>
11	ALPHA 60A 24S	60	0,36	299,9	<a href="https://store.tmotor.com/product/alpha-60a-24s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/alpha-60a-24s-esc.html</a>
12	ALPHA 80A 12S	80	0,11	129,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/alpha-80a-12s-esc.html">https://store.tmotor.com/product/alpha-80a-12s-esc.html</a>
13	40A 26V 6S	40	0,072	/	<a href="https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search">https://www.dji.com/e1200-standard?site=brandsite&amp;from=insite_search</a>
14	25A 52,2V 12S	40	0,09	/	<a href="https://www.dji.com/e2000/info">https://www.dji.com/e2000/info</a>
15	FLAME 180A 12S V2.0 (6-12S)	180	0,279	259,99	<a href="https://store.tmotor.com/product/flame-180a-12s-v2-esc.html">https://store.tmotor.com/product/flame-180a-12s-v2-esc.html</a>

## Modelos de baterías Ares, Tattu y Venom.

BATERIA						
ID	MODELO	S	CAPACIDAD [mAh]	PESO [kg]	Costo [\$]	ENLACE
1	ARES 6S 16Ah	6	16000	1,55	399	<a href="https://www.t-drones.com/category/batteries">https://www.t-drones.com/category/batteries</a>
2	Tattu 22,2V 30C	6	10000	1,35	216,99	<a href="https://genstattu.com/ta-30c-10000-6s1p-ec5.html">https://genstattu.com/ta-30c-10000-6s1p-ec5.html</a>
3	Tattu 14,8V 25c	4	10000	0,94	154,99	<a href="https://genstattu.com/tattu-10000mah-14-8v-25c-4s1p-lipo-battery-pack-without-plug.html">https://genstattu.com/tattu-10000mah-14-8v-25c-4s1p-lipo-battery-pack-without-plug.html</a>
4	Tattu 30C 22,2V/enchufe XT90-S	6	16000	1,988	335,99	<a href="https://genstattu.com/ta-30c-16000-6s1p-xt90.html">https://genstattu.com/ta-30c-16000-6s1p-xt90.html</a>
5	Tattu 22,8V 15C	6	17000	1,857	356,99	<a href="https://genstattu.com/tattu-22-8v-15c-6s-17000-mah-lipo-battery-with-as150-xt150-plug-for-uav.html">https://genstattu.com/tattu-22-8v-15c-6s-17000-mah-lipo-battery-with-as150-xt150-plug-for-uav.html</a>

6	Tattu Plus 22,2 V 25C	6	10000	1,517	227,99	<a href="https://genstattu.com/tattu-plus-22-2v-25c-10000mah-6s-lipo-smart-battery-pack-with-ec5-plug.html">https://genstattu.com/tattu-plus-22-2v-25c-10000mah-6s-lipo-smart-battery-pack-with-ec5-plug.html</a>
7	Tattu 22,8V 25C	6	11000	1,296	216,99	<a href="https://genstattu.com/tattu-22-8-25c-6s-11000-mah-high-voltage-lipo-battery-with-xt90-s-plug-for-uav.html">https://genstattu.com/tattu-22-8-25c-6s-11000-mah-high-voltage-lipo-battery-with-xt90-s-plug-for-uav.html</a>
8	15C 22.2V LiPo Drone Pro Battery	6	13000	1,607	356,56	<a href="https://venombattery.com/drone-pro-batteries/117.html">https://venombattery.com/drone-pro-batteries/117.html</a>
9	15C 14.8V LiPo Drone Pro Battery	4	16000	1,382	360,99	<a href="https://venombattery.com/drone-pro-batteries/119.html">https://venombattery.com/drone-pro-batteries/119.html</a>
10	Tattu Plus 1,0	12	10000	2,942	549,99	<a href="https://genstattu.com/tattu-plus-1-0-compact-version-10000mah-44-4v-15c-12s1p-lipo-smart-battery-pack-with-as150uplug/">https://genstattu.com/tattu-plus-1-0-compact-version-10000mah-44-4v-15c-12s1p-lipo-smart-battery-pack-with-as150uplug/</a>

## ANEXO II: BASE DE DATOS MySQL WORKBENCH

[https://1drv.ms/f/s!AunwHkDQOWy\\_iAG6u6TPDm4SyUx5?e=5QdzV1](https://1drv.ms/f/s!AunwHkDQOWy_iAG6u6TPDm4SyUx5?e=5QdzV1)

## ANEXO III: PYTHON

[https://1drv.ms/f/s!AunwHkDQOWy\\_iAdbyAl0rrHYLnIv?e=Uwqlqz](https://1drv.ms/f/s!AunwHkDQOWy_iAdbyAl0rrHYLnIv?e=Uwqlqz)

### Conexión con la base de datos

```
import mysql.connector

def conectar():
    return mysql.connector.connect(
        host="localhost",
        user="root",
        password="root",
        database="TIC_DATOS",
        port=3306)
```

### Código para cálculos

```
import math
from tabulate import tabulate
pi = math.pi
e = math.e
from conexion import conectar
Nmot_e=3 #numero de motores para take off
Nmot =3 #numero total de motores

#Datos fijos
W_airframe= 2.5 #[Kg] fuselaje y alas
W_payload= 1 #[Kg]
#Eficiencia componentes eléctricos
nmotor=0.9# eficiencia 1 motor
nEsc=0.85# eficiencia control velocidad
nprop=0.8# eficiencia propela
FM=0.7
ntot_FW=round(nEsc*nmotor*nprop,3)
ntot_MR=round(nmotor*nEsc*FM,3)
#Datos VTOL
S=0.52 #[m2]
p=0.7585 # densidad [kg/m3]
CL=0.765
```

```

CD=0.0599
q=92.1765 # presion [N/m2]
PSL=1.225 #[kg/m3]
CLmax=1.6

# Datos Potencia despegue
KT=2
tiempo_TO=90 #[s]
distancia_TO=300 #[m]
#Datos Potencia crucero
VR=12 # Velocidad crucero Vinfinit[m/s]
# Datos Potencia aterrizaje
tiempo_LD=90#[s]
distancia_LD= 360#[m]
CDo_axial=1.9

#Datos para cosumo de energía
# Hover
tiempo_H = 60 # [s]
#Crucero
tiempo_R=1330 #[s]
distancia_R=VR*tiempo_R#[m] distancia
# Loiter
tiempo_loiter = 60 # [s]
#Climb
tiempo_climb=30 #[s]
# descenso
tiempo_descent = 60 # [s]

conexion = conectar()
cursor = conexion.cursor()

consulta_1 = """

SELECT
    m.id_Motor AS id_Motor,
    m.peso_Kg AS peso_motor_kg,
    m.empuje_kg AS empuje_kg,
    m.KV,
    m.potenciaMax_W,
    m.voltaje_V,
    m.corriente_A,
    m.eficiencia_g_W,
    p.id_Propela AS id_Propela,
    p.peso_Kg AS peso_propela_kg,
    p.diametro_in,
    e.id_Esc,
    e.amperaje_A,
    e.peso_Kg AS peso_esc_kg,
    b.id_Bateria,
    b.peso_Kg As peso_bat_kg,
    b.S,
    b.capacidad_mAh
FROM motores m
LEFT JOIN motores_propelas mp ON m.id_Motor = mp.id_Motor JOIN propelas p
ON mp.id_Propela=p.id_Propela
LEFT JOIN motores_ESC me ON m.id_Motor= me.id_Motor JOIN Esc e ON
me.id_Esc=e.id_Esc
LEFT JOIN motores_baterias mb ON m.id_Motor=mb.id_Motor JOIN bateria b ON
mb.id_Bateria=b.id Bateria;

```

```

"""
cursor.execute(consulta_1)
resultado = cursor.fetchall()

arregloDatos = []
arregloDatos = resultado

resultados_W_Total = []
for registro in arregloDatos:
    w_propulsion = round(Nmot * (registro[1] + registro[9] +
registro[13]), 3)
    Wto = round((W_airframe + w_propulsion + W_payload +
registro[15])*9.81, 3) # [N]
    resultados_W_Total.append(list(registro) + [Wto])

valores_Filtrado_Peso_Total = []
for registro in resultados_W_Total:
    if Nmot_e*registro[2]>=KT*Wto/9.81:
        valores_Filtrado_Peso_Total.append(list(registro))

areaPropelas = []
for registro in valores_Filtrado_Peso_Total:
    dp_m = registro[10] * 0.0254 # diametro de propela en [m]
    Ap = round((pi * dp_m ** 2 / 4), 3) # area 1 propela [m2]
    areaPropelas.append(list (registro)+[Ap])

Potencias=[]
for registro in areaPropelas:
    # Potencia despegue
    VTO=distancia_TO/tiempo_TO # [m/s]
    Nprop=Nmot_e

    TTO=KT*registro[18] # [N]
    Aps=round(Nprop*registro[19], 3) #area de propelas [m2]
    PTO=round((TTO*VTO/2)*((1+2*TTO/(p*VTO**2*Aps))**0.5), 3) # [W]

    #Potencia crucero
    PR= round(((2/(p*S))**0.5)*(registro[18]**1.5)*(CD/(CL**1.5))), 3) # [W]

    #Potencia vuelo estacionario
    N=1
    Wto_motor=registro[18]/Nmot #Peso por motor [N]

PH=round((((Wto_motor/(nmotor*N))**1.5)/(FM*((2*PSL*registro[19])**0.5)))
*Nmot_e, 3) # [W]
    VH=(Wto_motor/(nmotor*N)/(2*PSL*registro[19]))**0.5 #Velocidad
estacionario por motor [m/s]

    # Potencia aterrizaje
    VLD = distancia_LD/tiempo_LD # Velocidad aterrizaje [m/s]
    x=-VLD/VH #por motor

    Vi=VH*(1.2-1.125*x-1.372*(x**2)-1.718*(x**3)-0.655*(x**4)) #por
motor
    TLD=(Wto_motor-0.5*PSL*VTO**2*S*CDo_axial)/(nmotor*N)
    PLD= round(((TLD/FM)*(Vi-VLD))*Nmot_e, 3) # [W]

    #Potencia necesaria para ascenso
    Vx=VR
    Vy=VTO

```

```

epsilon=math.atan(Vy/Vx) #[rad]
seno=math.sin(epsilon)
VCL=1.2*(2*registro[18]/(S*PSL*CLmax))**0.5 #[m/s]
PCL=round(((registro[18]*seno)+(CD*q*S))*VCL,3) #[W]

Potencia_total=round(PTO+PR+PH+PLD+PCL,3) #[W]

Potencias.append(list(registro)+[PTO]+[PR]+[PH]+[PLD]+[PCL]+[Potencia_tot
al])

Filtrado_Potencia_Total = []
for registro in Potencias:
    if registro[20] <= registro[4] and registro[21]<registro[4]:
        Filtrado_Potencia_Total.append(registro)

#Consumo de energía [Wh]
C_Energía=[]
for potencia in Filtrado_Potencia_Total:
    #TAKE OFF
    CTO=round(potencia[20]*tiempo_TO*FM/(ntot_MR*3600),3) #[Wh]
    #Hover
    CH=round(potencia[22]*tiempo_H*FM/(ntot_MR*3600),3) #[Wh]
    #Crucero
    CR=round(distancia_R*potencia[21]/(VR*ntot_FW*3600),3)#[Wh]
    #Loiter
    Cloiter=round(tiempo_loiter*potencia[21]/(ntot_FW*3600),3) #[Wh]
    #Climb
    Cclimb=round(nprop*tiempo_climb*potencia[24]/(ntot_FW*3600),3)#[Wh]
    #descento
    Cdescent =
round(nprop*tiempo_descent*potencia[24]/(ntot_FW*3600),3)#[Wh]
    #aterrizaje
    CLD=round(potencia[23]*tiempo_LD*FM/(ntot_MR*3600),3)#[Wh]
    #Consumo total
    Ctot=round((CTO+2*CH+Cclimb+CR+Cloiter+Cdescent+CLD)/0.7,3)#[Wh]

    C_Energía.append(list(potencia)
+[Ctot]+[CTO]+[CH]+[CR]+[Cloiter]+[Cclimb]+[Cdescent]+[CLD]) #[Wh]

consumoEnergia = []
for energia_bateria in C_Energía:
    PotenciaTotalbat
=(energia_bateria[17]/1000)*(energia_bateria[16]*3.7)# Calculo de energía
total de la batería [Wh]

    if PotenciaTotalbat > energia_bateria[26]:
        consumoEnergia.append(list(energia_bateria))

min_values = []
for elemento in consumoEnergia:
    idMotor = elemento[0]
    pesoTotal = elemento[18]
    encontrado = False

    for elemento2 in min_values:
        if idMotor == elemento2[0]:
            encontrado = True
            if pesoTotal < elemento2[18]:
                # Reemplazar el elemento existente con uno nuevo si
pesoTotal es menor

```

```

        min_values.remove(list(elemento2))
        min_values.append(list(elemento))
    break

    if not encontrado:
        # Si no se encontró un valor con la misma idMotor, agregar el
elemento
        min_values.append(list(elemento))

print ("Tabla de resultados de configuraciones posibles")

TablaFinal=[]
encabezados = ['ID_Motor', 'ID_Propela', 'ID_ESC', 'ID_Batería',
'Eficiencia [g/W]', 'Peso Total [N]', 'Potencia Total[W]', 'Consumo de
Energía Total [Wh]']
for elemento in min_values:
    TablaFinal.append([elemento[0],elemento[8],elemento[11],elemento[14],
elemento[7], elemento[18],elemento[25],elemento[26]])
tabla = tabulate(TablaFinal, headers=encabezados, tablefmt="pretty")
print(tabla)

print("Tabla de resultados de Potencias [W]")

TablaFinalPotencias=[]
encabezados = ['ID_Motor', 'ID_Propela', 'ID_ESC', 'ID_Batería',
'Potencia Take off [W]', 'Potencia Cruise [W]', 'Potencia Hover
[W]', 'Potencia Landing [W]', 'Potencia Climb [W]', 'Potencia Total[W]']
for elemento in min_values:

TablaFinalPotencias.append([elemento[0],elemento[8],elemento[11],elemento
[14], elemento[20],
elemento[21],elemento[22],elemento[23],elemento[24],elemento[25]])
tabla = tabulate(TablaFinalPotencias, headers=encabezados,
tablefmt="pretty")
print(tabla)

print("Tabla de resultados de Consumo de energía [Wh]")

TablaFinalConsumo=[]
encabezados = ['ID_Motor', 'ID_Propela', 'ID_ESC', 'ID_Batería', 'Consumo
en Take off [Wh]', 'Consumo en Hover [Wh]', 'Consumo en Cruise
[Wh]', 'Consumo en Loiter[Wh]', 'Consumo en Climb [Wh]', 'Consumo en Descent
[Wh]', 'Consumo en Landing [Wh]', 'Consumo de Energía Total[Wh]']
for elemento in min_values:

TablaFinalConsumo.append([elemento[0],elemento[8],elemento[11],elemento[1
4], elemento[27],
elemento[28],elemento[29],elemento[30],elemento[31],elemento[32],elemento
[33],elemento[26]])
tabla = tabulate(TablaFinalConsumo, headers=encabezados,
tablefmt="pretty")
print(tabla)

```

## ANEXO IV: RESULTADOS DE CONFIGURACIONES FINALES

### Configuraciones de tres motores

[https://1drv.ms/t/s!AunwHkDQOWy\\_iAQtTAa0zSirijxV?e=yeWC2p](https://1drv.ms/t/s!AunwHkDQOWy_iAQtTAa0zSirijxV?e=yeWC2p)

### Configuraciones de cinco motores

[https://1drv.ms/t/s!AunwHkDQOWy\\_iAax3HRhvlLXynIV?e=Vv7xdy](https://1drv.ms/t/s!AunwHkDQOWy_iAax3HRhvlLXynIV?e=Vv7xdy)

## ANEXO V: GRÁFICAS EFICIENCIA Y EMPUJE

### Tres motores

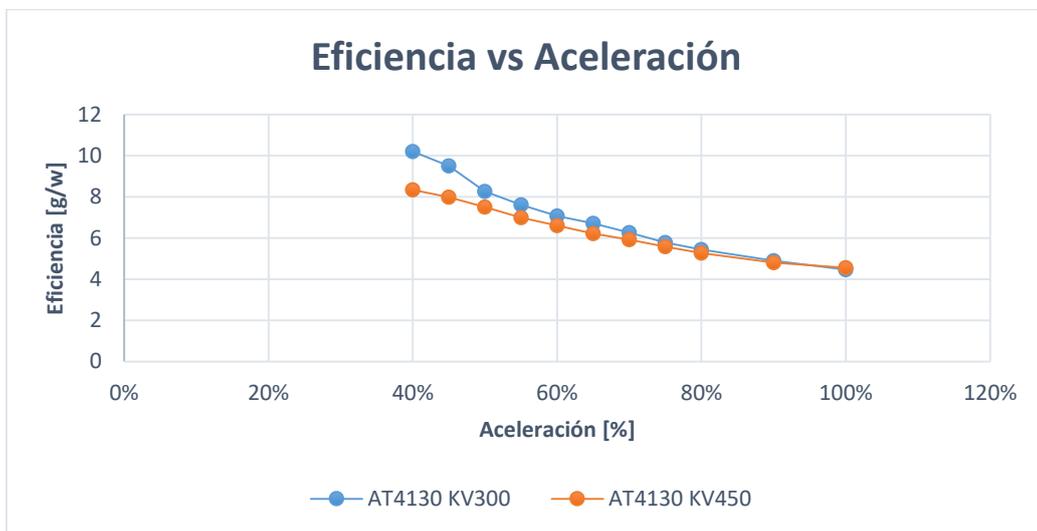


Fig. 39 Eficiencia vs aceleración.

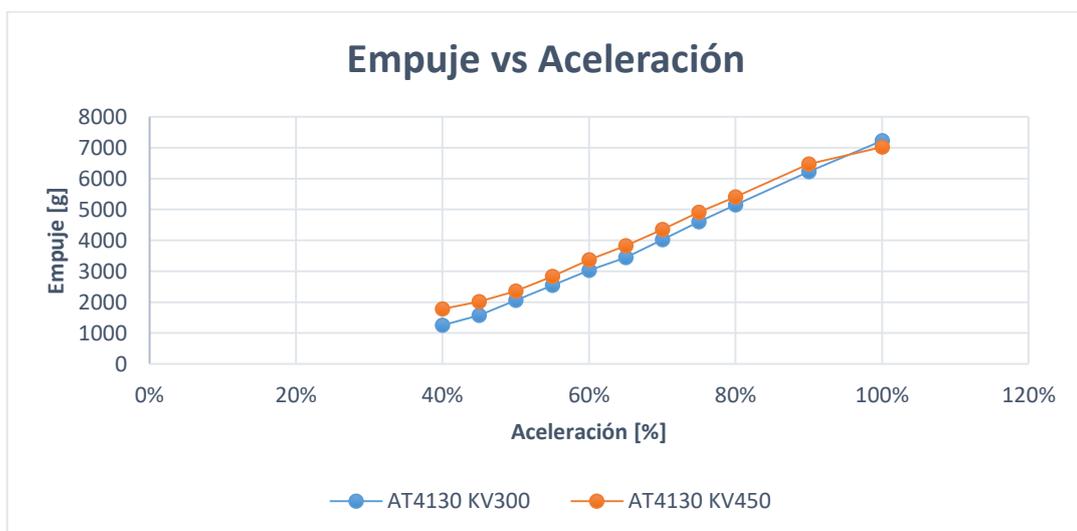


Fig. 40 Empuje vs aceleración.

# Cinco motores

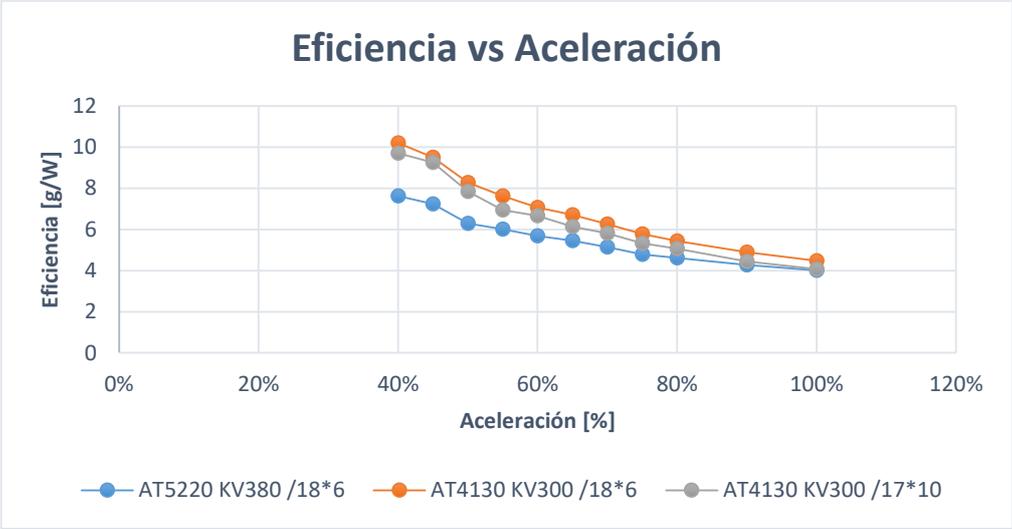


Fig. 41 Eficiencia vs aceleración

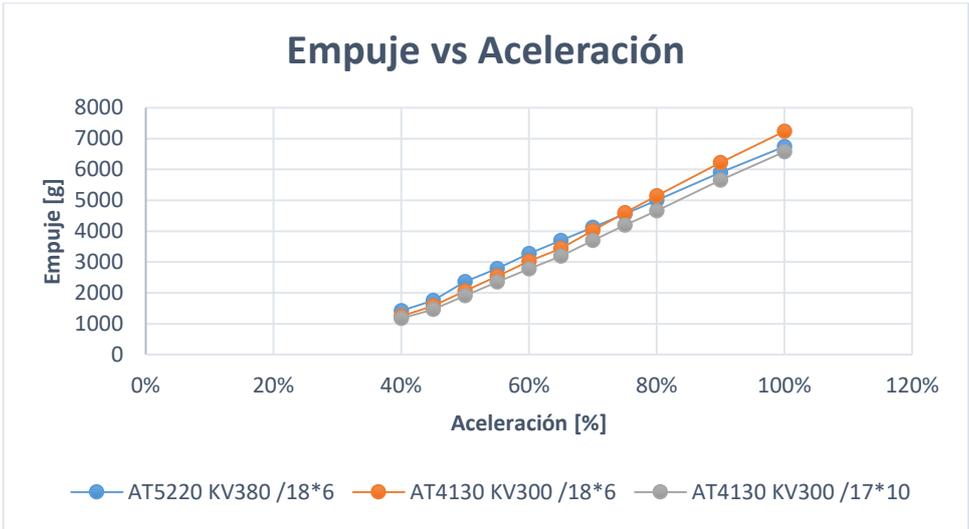


Fig. 42 Empuje vs aceleración.