



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCIÓN AVIONES**

**TEMA: “IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE EMPUJE PARA
UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN”.**

AUTOR: VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL

DIRECTOR: TLGO. GABRIEL INCA

LATACUNGA

2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE EMPUJE PARA UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN**” realizado por el señor **VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, febrero del 2019

Tlgo. Inca Gabriel

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL**, con cédula de identidad N° 17244228976 declaro que el trabajo de titulación **“IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE EMPUJE PARA UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, contenido, legitimidad y peso científico, del presente proyecto de grado, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, febrero del 2019

VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL

C.I. 1724228976



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca virtual de la Institución el presente trabajo de titulación **“IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE EMPUJE PARA UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, febrero del 2019

VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL

C.I. 0503804569

DEDICATORIA

Este trabajo está dedicado a toda mi familia por el apoyo incondicional y la confianza que he recibido de ellos ya que siempre estuvieron apoyándome en todas las decisiones que he tomado. Principalmente a mis padres y mis hermanas quienes siempre me han enseñado desde muy pequeño a luchar, seguir adelante y nunca dejarme vencer por las adversidades de la vida. Para ellos que son un ejemplo a seguir y que siempre confiaron en mí, estas palabras les dedico con todo mi corazón porque los quiero y los respeto.

VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL

AGRADECIMIENTO

Como prioridad en mi vida agradezco a Dios por su infinita bondad, y por haber estado conmigo en los momentos que más lo necesitaba, por darme salud, fortaleza, responsabilidad y sabiduría, por haberme permitido culminar un peldaño más de mis metas, y porque tengo la certeza y el gozo de que siempre va a estar conmigo.

A mis Padres por ser los mejores, por haber estado conmigo apoyándome en los momentos difíciles, por dedicar tiempo y esfuerzo para ser un hombre de bien, y darme excelentes consejos en mi caminar diario. También agradezco a mi enamorada que ha sido un apoyo incondicional en esta etapa de mi vida.

Por último, quiero agradecer al Tlgo. Gabriel Inca director de mi proyecto de graduación por su valiosa ayuda para la elaboración de este proyecto.

VERDEZOTO BERREZUETA RONNY CRISTÓBAL

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE TABLAS	x
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xi
RESUMEN.....	xii
ABSTRACT.....	xiii
CAPÍTULO I.....	1
IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DE EMPUJE PARA UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN.....	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema	2
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General	3
1.4.2 Objetivos Específicos	3
1.5 Alcance	4
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEÓRICO	5
2.1 Estudios de plataformas drone.	5
2.1.1 Selección de la motorización.....	5

2.1.2 Condiciones.....	6
2.1.3 Sistema de alimentación	8
2.1.4 Diseño de la estructura.....	10
2.1.5 Diseño mecánico	10
2.2 Método para la selección de los dispositivos a implementar	11
2.2.1 Matriz de ponderación	11
2.2.2 Preparación de la Matriz de Ponderación.....	12
CAPÍTULO III	14
DESARROLLO DEL TEMA	14
3.1 Análisis de un sistema de empuje en una plataforma drone.....	14
3.2 Selección de los motores para la plataforma drone.	15
3.3 Selección de motores sin escobillas	17
3.4 Selección de controladores de velocidad (ESC).	20
3.5 Estudio comparativo para selección de la hélice.	22
3.6 Pruebas de empuje.....	24
3.6.1 Diseño del banco de pruebas.....	24
3.7 Conexiones de los dispositivos adquiridos.....	25
3.8 Pruebas de empuje del motor Gatt ML4112 400KV con la hélice APC 1555.....	27
3.9 Pruebas de empuje del motor Gatt ML4112 400KV con la hélice Ciyon 9450.....	29
3.10 Comparación de rendimiento entre hélices APC 1555 y CIYOON 9450.	31
3.11 Cálculo desarrollado para determinar el motor correcto.	34
3.12 Cálculo del empuje para flotar	34

3.13 Selección de la batería para la plataforma drone.....	34
3.13.1 Especificaciones de la batería seleccionada.....	35
3.14 Ensamblaje de la plataforma drone	36
3.15 Restricciones de vuelo de drones.....	39
3.16 Estudio económico.....	39
CAPÍTULO IV.....	42
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	42
4.1 Conclusiones	42
4.2 Recomendaciones	43
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	44

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Dispositivos para la plataforma Drone	15
Tabla 2 Ventajas y desventajas de los motores.....	16
Tabla 3 Matriz de ponderación de motores.....	17
Tabla 4 Tabla de selección de motores	18
Tabla 5 Tabla de ponderación de motores	19
Tabla 6 Comparación entre ESC´s.	20
Tabla 7 Tabla de ponderación de ECS´s	22
Tabla 8 Cuadro comparativo de hélices.....	23
Tabla 9 Valores de la relación aceleración y empuje con la hélice APC1155	27
Tabla 10 Valores de la relación aceleración y empuje con la hélice Ciyoon 9450.....	29
Tabla 11 Parámetros de Eficiencia, Aceptabilidad, Deficiencia	38
Tabla 12 Costos de los dispositivos.....	40
Tabla 13 Costos secundarios.....	40
Tabla 14 Otros gastos.....	41
Tabla 15 Costos totales	41

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Nomenclatura de una hélice.	6
Figura 2 Pruebas de empuje.....	7
Figura 3 Respuesta a una entrada escalón del conjunto motor-hélice.	8
Figura 4 Diseño del prototipo	11
Figura 5 Ejemplo de la matriz de ponderación.....	13
Figura 6 Diseño de un medidor de empuje	24
Figura 7 Banco de pruebas.....	25
Figura 8 Conexión de los dispositivos.....	26
Figura 9 Relación empuje-aceleración con la hélice APC1555	28
Figura 10 Relación empuje-aceleración con la hélice CIYOON 9450.....	30
Figura 11 Comparación de rendimientos entre hélice APC 1555 Y CIYOON 9450.....	31
Figura 12 Batería Lipo 6s de 10000 mAh a 22.2V.	36
Figura 13 Plataforma Drone sustentada en el aire.....	37

RESUMEN

El presente proyecto presenta la metodología para seleccionar un sistema de empuje que se acople a las especificaciones y exigencias de cualquier plataforma drone multifunción. Se describe el proceso para seleccionar cada uno de los dispositivos que conforman el sistema de empuje, cálculos que determinan si el sistema es óptimo para la plataforma drone, cálculo para determinar la energía suficiente para alimentar el sistema, la operación de cada dispositivo, pruebas mediante el uso de un banco de y la función específica que cumple cada elemento del sistema en la plataforma drone. También muestra los criterios a tomar en consideración para integrar un sistema de empuje, así como los resultados comparativos entre dos sistemas de propulsión implementados en la plataforma drone de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE. Se determina, mediante análisis, el sistema que mejor se acopla a los requerimientos de la plataforma, demostrando la generación de empuje y el tiempo de vuelo suficiente para sustentar la plataforma para el lapso previsto. Por último se muestra la realización de pruebas operacionales del proyecto exponiendo los valores deseados para que el sistema cumpla con las exigencias y parámetros de vuelo requeridos, logrando la correcta funcionalidad de la plataforma drone.

PALABRAS CLAVE

- Plataforma Drone
- Empuje
- Rendimiento
- Motorización
- Efectos aerodinám

ABSTRACT

This project presents the methodology for selecting a thrust system that meets the specifications and requirements of any multifunction drone platform. It describes the process to select each of the devices that make up the thrust system, calculations that determine if the system is optimal for the drone platform, calculation to determine sufficient energy to feed the system, the operation of each device, tests using a bench and the specific function that each element of the system fulfills in the drone platform.. It also shows the criteria to be taken into consideration to integrate a push system, as well as the comparative results between two propulsion systems implemented in the drone platform of the ESPE Technologies Management Unit. By means of analysis, the system that best meets the platform requirements is determined, demonstrating the generation of thrust and the flight time sufficient to sustain the platform for the planned period. Finally, the operational tests of the project are shown, exposing the desired values so that the system complies with the requirements and flight parameters required, achieving the correct functionality of the drone platform.

KEYWORDS:

- Drone
- Thrust
- Performance
- Motorization
- Aerodynamic Effects

Lic. María Coque
Jefe Secc. Dpto. Lenguas UGT

CAPÍTULO I

IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DE EMPUJE PARA UNA PLATAFORMA DRONE MULTIFUNCIÓN

1.1 Antecedentes

Experiencias como la de Sarche Carrión Felipe Esteban (2012) Ecuador, con el tema: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE TRICÓPTERO CONTROLADO DE FORMA REMOTA MEDIANTE RADIOFRECUENCIA”.

En donde destacó que los vehículos aéreos no tripulados son el resultado de los diversos avances en la tecnología de miniaturización de elementos electrónicos. Por lo cual en la actualidad hay un gran avance tecnológico que permite desarrollar diversos prototipos de robots aéreos que pueden desempeñar diversas tareas y acciones específicas, dependiendo de la configuración establecida por el operador.

Obteniendo como resultado un proyecto en el cual presenta el diseño y construcción de un tricóptero controlado mediante radiofrecuencia, con el cual incursiona en la investigación y estudio de multirrotores o multicópteros. Describe de forma general los componentes y partes constitutivas de diversos multicópteros, para luego describir el proceso de diseño mecánico, eléctrico y electrónico de un prototipo de tricóptero.

Para diseñar un prototipo drone se debe establecer los diferentes parámetros óptimos según la necesidad que se requiera, para lo cual es necesario identificar los principales componentes que engloba un multirrotor, así como también la función que cumple cada uno de ellos, con el fin de obtener un multirrotor correcto para el uso requerido.

1.2 Planteamiento del problema

Los avances tecnológicos existentes en la actualidad, hace que las instituciones educativas como la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, se vean obligadas a implementar proyectos que incluyan dichos avances, como la inclusión de aeronaves no tripuladas en el proceso de aprendizaje y con ello a la integración de sistemas novedosos en dichas aeronaves.

La falta de proyectos que incluyan el diseño y cálculo de sistemas recomendables para una plataforma drone, deja muchas falencias en los estudiantes, ya que no obtienen la formación necesaria de acuerdo a la evolución tecnológica en el campo aeronáutico. Dichos dispositivos son necesario estudiarlos, para complementar la formación de los estudiantes en un campo que en la actualidad tiene mucha relevancia y que tiene gran proyección a futuro.

La ejecución de proyectos que involucren dichos sistemas, puede plantear en el posterior accionar del estudiante, un conocimiento amplio sobre proyectos novedosos en el mercado actual, que están latentes en el campo aeronáutico, desarrollando más habilidades y destrezas que servirán de base para proyectar su vida profesional.

1.3 Justificación e Importancia

La Unidad de Gestión de Tecnologías ofrece educación referente al campo aeronáutico de manera integral el estudiantado, conformado por un grupo docente altamente calificado para resolver falencias de los estudiantes, no obstante, carece de gran cantidad de material didáctico como los dispositivos drone, que podrían permitir una mejora en el proceso de aprendizaje, incluyéndose en temas que abarquen avances tecnológicos utilizados en aviación.

La ejecución de este trabajo es de suma importancia para la institución, ya que por medio del diseño e implementación de sistemas en plataformas drone, se desarrollará la capacidad de realizar trabajos prácticos y obtener un mejor aprendizaje en un campo que entró en auge en el presente siglo y que tiene gran impacto en aeronáutica, permitiendo al estudiante recibir una instrucción técnica de manera correcta, que facilitará su adaptación a trabajos reales cuando se incorpore a la vida profesional.

Con la implementación de este dispositivo, los docentes tendrán una variedad más amplia de recursos que podrán usar en el proceso de enseñanza, así como también, los estudiantes de Mecánica Aeronáutica, estarán beneficiados para recibir buena capacitación en asignaturas que incluyan electrónica, mejorando sus conocimientos, por lo cual es necesario que la Unidad de Gestión de Tecnologías cuente con la ampliación de recursos didácticos para el desarrollo profesional de cada estudiante, fortaleciendo sus conocimientos.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Implementar el sistema de empuje para un dispositivo UAV multifunción, mediante el análisis de cálculos que permitan el control y la estabilización en vuelo del dispositivo, para adoptar varias condiciones de vuelo y maniobras.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recolectar información y analizar las fuentes de energía, motores y hélices para dispositivos UAV existentes en la actualidad.
- Implementar el sistema de energía y empuje en la estructura de la plataforma drone multifunción que pertenecerá a la Unidad de Gestión de Tecnologías.
- Ejecutar las pruebas de operación del sistema de empuje de la plataforma drone multifunción

1.5 Alcance

Con la realización del presente proyecto se ampliará los conocimientos teóricos y prácticos de los estudiantes, quienes tendrán una guía para realizar cálculos para determinar un motor óptimo, según el dispositivo que se requiera realizar, obteniendo el control y estabilidad en vuelo de los mismos. Con la ejecución del proyecto se implementará un sistema de empuje que facilite la utilización de la plataforma drone multifunción aplicado al proyecto detector de mina, el cual puede tener servirá de base para la ejecución de otros proyectos que necesiten realizar cálculos que determinen un sistema específico que se requiera cumplir.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Estudios de plataformas drone.

En el trabajo de (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016) del proyecto “Design and Control of a Four-Rotary-Wing Aircraft” se desarrolla prototipos que demuestren la eficiencia, rendimiento y seguridad de los Vehículos Aéreos no Tripulados y así incorporarlos a diversas actividades de la vida cotidiana, requiriéndose plataformas que cuenten con una arquitectura abierta que permita la modificación y manejo de acuerdo a la aplicación que se requiera.

Para entrar en el tema del diseño y construcción de un quadrotor, Lozano & Gutiérrez consideran aspectos como: el peso que va a tener el drone, el empuje de los motores a utilizarse, las hélices que generen el empuje suficiente, el controlador eléctrico que proporcione la corriente eléctrica correcta, la selección de la batería que proporcione un tiempo de vuelo adecuado a las necesidades y funciones del drone, selección del sistema de navegación y el diseño de la estructura que cumpla con las exigencias mecánicas y aerodinámicas que se necesita para el vuelo seguro del drone. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.1.1 Selección de la motorización

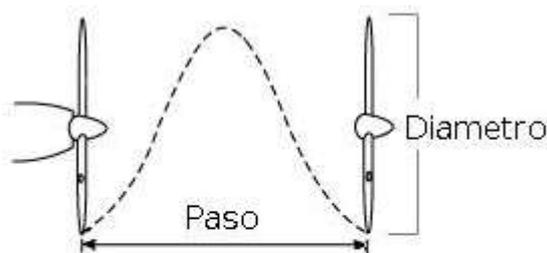
Para la selección de los motores que se acoplen a los requerimientos del drone (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016) eligieron los motores MN4012_11KV400.

Elegidos los motores Lozano & Gutiérrez procedieron a realizar pruebas de empuje con un banco de pruebas, en donde ubicaron el motor con la respectiva hélice de prueba en una viga diseñada con el fin de oscilar en un rango de cuarenta grados. Para medir el empuje generado por el sistema se ubicó una balanza en el extremo opuesto a la viga principal. Con este principio

de funcionamiento se procedió a encender el motor y realizar las pruebas modulando el PWM. Así se registró los datos mostrados en la balanza con diferentes entradas en el PWM. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.1.2 Condiciones

Para las pruebas de empuje utilizaron hélices con diámetros diferentes; 10, 11 y 14 pulgadas, mientras que el paso de todas ellas fue de 4.7 pulgadas. La nomenclatura de las hélices se identifica como muestra la figura 1, en donde los dos primeros dígitos expresan el diámetro de la hélice y los dos segundos dígitos expresan el paso de la pala. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)



Nomenclatura: Hélice 14x47
 14= Diámetro de la hélice.
 4.7= Paso de la pala.

Figura 1 Nomenclatura de una hélice.

Fuente: (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

La alimentación eléctrica para el conjunto motor-hélice descrito en el párrafo anterior fue una alimentación eléctrica fija de 11, 18 y 22V. Esto se realizó con el fin de inducir al cambio de la demanda de corriente dependiendo de la potencia requerida en cada conjunto. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

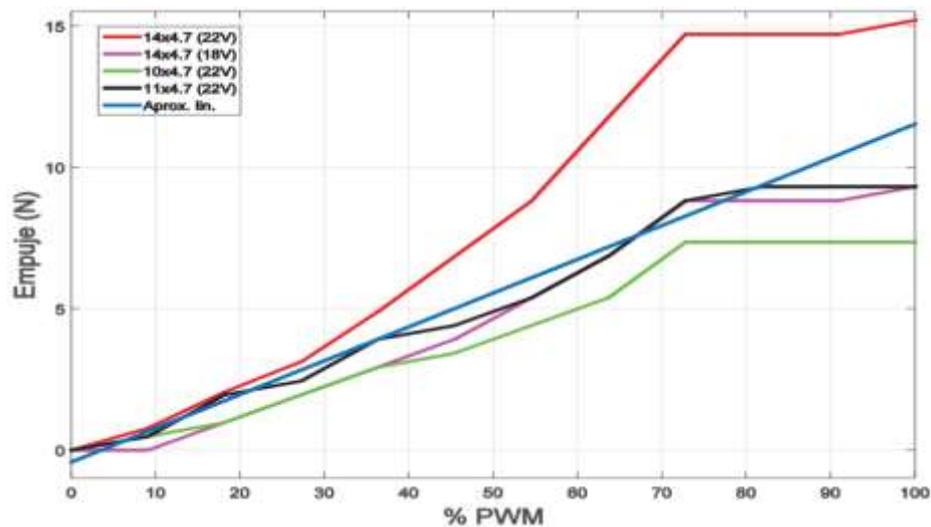


Figura 2 Pruebas de empuje

Fuente: (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

Con los resultados que se muestran Lozano & Gutiérrez realizaron la caracterización del motor utilizando una aproximación lineal mediante el método de mínimos cuadrados.

Obteniendo la siguiente relación entrada-salida.

$$\frac{N}{\%PWM} = 0.1305/(0.1S + 1)$$

La ecuación describe un modelo de primer orden que representa el comportamiento del conjunto motor-hélice. Aplicando una entrada tipo escalón a (1) se obtiene la respuesta del motor frente a cambios abruptos en su entrada. Donde se aprecia que el motor alcanza su estado estacionario en 0.6 segundos mostrando así, que la dinámica del motor es adecuada para esta aplicación. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

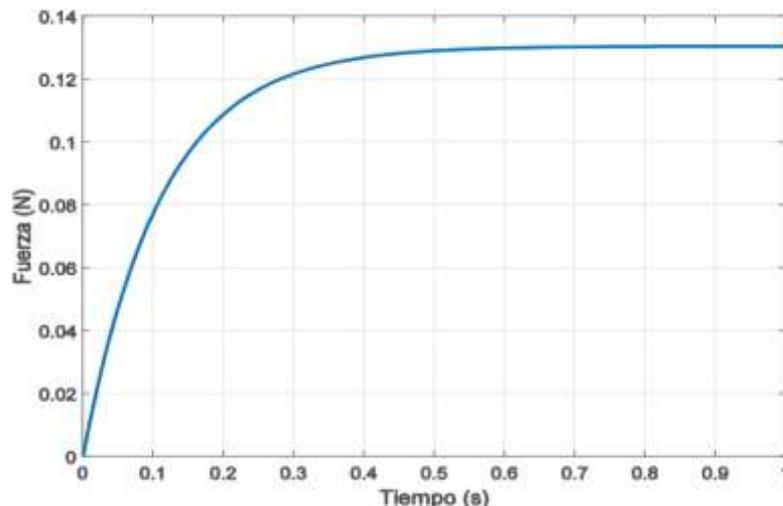


Figura 3 Respuesta a una entrada escalón del conjunto motor-hélice.

Fuente: (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

Realizadas las pruebas de empuje con cada hélice y tomando en cuenta el peso que tendrá el drone, se estableció que cada motor debe tener un empuje de 950 gramos, por lo que eligieron las hélices de 14 pulgadas de diámetro y 4.7 pulgadas de paso con una alimentación eléctrica de 22 voltios para que el sistema de empuje requiera máximo del 70% de PWM para elevar al drone.

Elegido los motores, hélices y alimentación eléctrica se procedió a la selección del controlador de velocidad. Considerando las especificaciones de los motores Lozano & Gutiérrez eligieron un ESC marca TURNIGY modelo Plush 40A. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.1.3 Sistema de alimentación

Lozano & Gutiérrez consideraron otro aspecto importante, es la fuente de energía que necesita el quadrotor para mantener el vuelo durante el tiempo

requerido por las exigencia de vuelo que cumplirá el drone. Eligieron baterías LiPo de seis celdas ya que necesitan 22 voltios de alimentación para la generación del empuje deseado con las hélices 1447. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

Ya elegida la fuente de energía necesaria para la alimentación de la plataforma drone, realizaron mediciones del consumo de corriente eléctrica demandada por los motores para generar el empuje deseado. Dado que se tienen cuatro motores, la corriente que debe suministrar la batería es de 32.8A y considerando un 10% adicional del consumo de corriente requerida para los demás componentes, obtuvieron como resultado un consumo total de 36.1A. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

Para obtener un tiempo de funcionamiento de al menos 15 minutos Lozano & Gutiérrez utilizaron la fórmula de Peukert, que permite obtener una predicción precisa de la capacidad de descarga de la batería, por tanto, se tiene lo siguiente:

$$C = T_{dis} I_{dis}^k = 0.25h * 36.1A = 9.025Ah$$

Dónde: C representa la capacidad de descarga en (Ah), T_{dis} e I_{dis} son el tiempo y corriente de descarga expresados en horas y Amper, respectivamente. El parámetro k es la constante de Peukert, para una batería LiPo se considera k=1. Como resultado obtienen que deben utilizar dos baterías de 6.2Ah en paralelo para obtener un aproximado de vuelo de 20 minutos.

$$I_{max} = (25 * 12.4Ah) = 310A$$

El resultado anterior indica que durante un corto lapso de tiempo la batería puede entregar hasta 25 veces la corriente nominal. Dado que existen lapsos de tiempo en los que se requiere suministrar 100A. De la ecuación se observa que la corriente máxima que se puede suministra es suficiente para impulsar

los motores. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.1.4 Diseño de la estructura

Lozano & Gutiérrez realizaron un cálculo para determinar la potencia requerida para flotar en los motores. Para eso tomaron siguientes consideraciones: Peso (W) a elevar por cada conjunto motor-hélice (0.95kg), densidad del aire $\rho = 1.9993\text{kg}/\text{m}^3$, temperatura=20°C, humedad relativa de 50% y presión atmosférica=1013.3hPa. Como primer paso, se determina el empuje requerido en cada rotor. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

$$T = W * g = (0.95\text{kg})(9.81\text{m}/\text{s}^2) = 9.3195\text{N}$$

Luego, se obtiene la velocidad inducida (v_i). Donde, área de barrido de las hélices (A) igual a 0.0993 m^2 :

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2Ap}} = \sqrt{\frac{9.3195\text{N}}{2(0.0993\text{m}^2)(1.9993\frac{\text{kg}}{\text{m}^3})}} = 4.8510\frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Por último, la siguiente operación permite calcular la potencia requerida para flotar:

$$P = 2\rho Av_i^3 = 2\left(1.9993\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right)(0.0993\text{m}^2)\left(4.8510\frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^3 = 45.3324\text{W}$$

La potencia obtenida en la operación es acorde con las especificaciones de los motores seleccionados. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.1.5 Diseño mecánico

Considerando una fuerza máxima de diseño de 22.0725N para elevar al Quadrotor, Lozano & Gutiérrez realizaron el análisis en el extremo del vehículo

mediante un software CAD, el cual utiliza elementos tetraédricos para realizar el mallado de la geometría, de lo anterior; se obtuvo una tensión máxima de 15.22MPa y una deformación unitaria de 8.465×10^{-4} . Para el material seleccionado el esfuerzo de fluencia es de 110MPa, teniéndose un factor de seguridad de 7.3. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

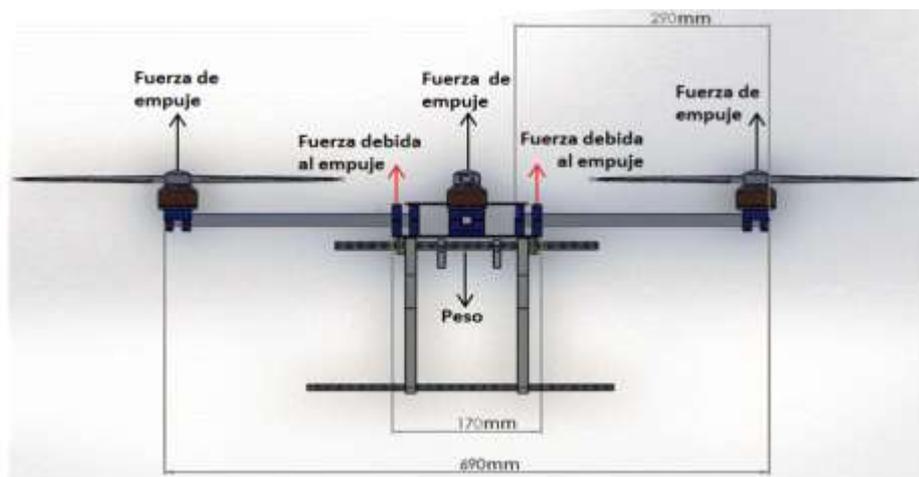


Figura 4 Diseño del prototipo

Fuente: (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

2.2 Método para la selección de los dispositivos a implementar

Para la selección de los dispositivos a implementar se toma varias opciones, las cuales son calificadas mediante una matriz de ponderación.

2.2.1 Matriz de ponderación

La matriz de ponderación se usa cuando se tienen varios factores que se evalúan independientemente para distintas alternativas de acción, pero se quiere una jerarquización de todos los factores de forma global y simultánea. No todos los factores de evaluación tienen la misma importancia en la

selección. La matriz de ponderación nos permite solucionar este problema de una forma muy fácil. (Saenz, 2015)

2.2.2 Preparación de la Matriz de Ponderación

- Determinar los factores de precalificación.
- Determinar los factores que son pertinentes evaluar para la selección que se quieren llevar a cabo, y se los enlistan.
- Teniendo ya todos los factores a incluir, y luego de revisar si es necesario subdividir algún factor en varios, o por el contrario, si se deben unir factores que miden prácticamente lo mismo, se procede a determinar el peso relativo de cada uno de ellos. Se puede usar una base de 1 a 10 o de 0 a 1, donde el número menor implica que es poco importante y el número mayor que es muy importante para la toma de decisiones.
- Colocar todos los factores a evaluar en una columna a la izquierda y se deja una columna inmediatamente a la derecha para poner los pesos de ponderación relativos.
- A partir de la columna a la derecha de los pesos, se pone en la parte superior el título que identifique cada una de las alternativas que tenemos.
- Colocar los pesos de cada uno de los factores en la columna respectiva.
- Después se evalúa cada factor en cada una de las alternativas. Cuando el factor tiene un campo numérico, se da el puntaje máximo a la mejor alternativa y luego se les quita a las otras en la medida que se aparta del mejor valor.
- Si el valor es cualitativo, entonces a la mejor opción se le da un valor igual o menor a la base, y a las demás se les va restando un número subjetivo que indique que tanto menos de la mejor, es esa alternativa.
- Con estos datos se procede a llenar el valor de calificación de cada alternativa en cada uno de los rubros

- Crear una columna de máximos auxiliar donde se establece el valor de calificación máxima a todos los factores. Se suma todos los productos cada calificación por su peso para cada una de las alternativas.
- La fila de puntaje ya permite jerarquizar las distintas alternativas, pero para tener un dato más claro, obteniendo como la mejor alternativa a la que mayor puntaje consigue de acuerdo al parámetro evaluado. Esto permite establecer la mejor opción. (Saenz, 2015)

Factores		Alternativas			
Descripción	Peso	A	B	C	D
Factor 1	3	7	9	6	8
Factor 2	5	5	6	5	6
Factor 3	2	6	9	6	6
Factor 4	6	6	8	6	9
Factor 5	9	5	7	9	6
Factor 6	4	9	5	9	6
Factor 7	5	9	10	5	10
Factor 8	5	9	6	8	9
Factor 9	7	5	10	7	7
Factor 10	6	7	5	6	6
Total puntos		342	386	358	378
Porcentaje alcanzado		65.8%	74.2%	68.8%	72.7%

Figura 5 Ejemplo de la matriz de ponderación

Fuente: (Saenz, 2015)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Análisis de un sistema de empuje en una plataforma drone.

Para el desarrollo del presente proyecto se identificó los componentes que conforman un sistema de empuje en una plataforma drone, los cuales son los siguientes:

- Fuente de energía,
- Controladores de velocidad,
- Motores y;
- Hélices.

La plataforma drone a la cual se implementará el sistema de empuje tiene una configuración multirotor, específicamente de cuatro rotores (quadcopter). Dicha plataforma drone está diseñada para mantener inicialmente las siguientes capacidades:

- Altura máxima de elevación: 60 m.
- Tiempo de vuelo: 20 min.
- Peso máximo: 4 Kg.

En base a estas condiciones se analizó y seleccionó los motores, controladores de velocidad, hélices y batería.

A continuación se presentan los dispositivos elegidos para la plataforma drone con sus respectivos pesos:

Tabla 1**Dispositivos para la plataforma Drone**

DISPOSITIVOS	PESO (g)	CANTIDAD	PESO TOTAL(g)
MOTOR	151	4	604
HELICE	25	4	100
BATERIA	1226	1	1226
CONTROLADOR	90	1	90
RECEPTOR	10	1	10
GPS	51	1	51
ESC	25	4	100
ESTRUCTURA	400	1	400
CABLEADO	40	1	40
DETECTOR DE METALES	900	1	900
PESO TOTAL			3521

3.2 Selección de los motores para la plataforma drone.

Para la selección del motor se tomó en cuenta varios parámetros según la necesidad y función que va desempeñar la plataforma drone. En el caso de este proyecto se ha realizado el análisis de varios motores, entre ellos; motores EDF, motores sin escobillas, entre otros.

A continuación se presenta una tabla en la cual se detalla las características de cada uno de los motores tomados a consideración para realizar el proyecto.

Tabla 2

Ventajas y desventajas de los motores

MOTORES	VENTAJAS	DESVENTAJAS	IMAGEN
Motores EDF	<ul style="list-style-type: none"> • Mejora la estética. • Velocidad alta. • El torque del motor es muy bajo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Es la motorización eléctrica más cara. • El tiempo de vuelo es muy reducido. • Nivel de pilotaje medio/alto. 	
Motores Sin escobillas	<ul style="list-style-type: none"> • Mantenimiento mínimo. • Mayor durabilidad. • Alta eficiencia. • Alto rango de velocidad. 	<ul style="list-style-type: none"> • Control complejo. • Requiere un controlador. • Ruido relativamente alto. 	
Motores con escobillas	<ul style="list-style-type: none"> • Motor de bajo costo. • Buena relación potencia – tamaño. 	<ul style="list-style-type: none"> • Mantenimiento periódico. • Menor durabilidad. • Baja eficiencia. 	

Para determinar el motor se debe tomar en consideración, que el empuje generado por el mismo, sea capaz de levantar el peso total de la plataforma dron, más un cincuenta por ciento del peso para tener eficiencia de vuelo.

Tabla 3

Matriz de ponderación de motores

CRITERIO DE SELECCIÓN	MOTORES EDF			MOTORES SIN ESCOBILLAS		MOTORES CON ESCOBILLAS	
	PESO (0-1)	CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION
Tiempo de vuelo	0,2	1	0,2	4	0,8	4	0,8
Nivel de pilotaje	0,1	1	0,1	3	0,3	4	0,4
Ruido	0,2	2	0,4	4	0,8	2	0,4
PESO	0,15	4	0,6	4	0,6	3	0,45
COSTO	0,15	3	0,45	2	0,3	2	0,3
VIDA UTIL	0,2	2	0,4	2	0,4	3	0,6
TOTAL	1		2,15		3,2		2,95

Con este principio se determinó que los motores adecuados para el proyecto, son los motores sin escobillas, porque cumplen con todas las características necesarias para la plataforma dron a implementar.

3.3 Selección de motores sin escobillas

Para realizar la selección de los motores se tomó en cuenta tres motores que podrían generar el empuje necesario para levantar el peso establecido anteriormente.

Los parámetros a tomar en cuenta para selección de los motores son los siguientes:

- KV del motor,
- Corriente continua máxima,
- Potencia continua máxima,
- Peso,
- Celda de baterías,
- Diámetro del motor,
- Diámetro del eje.

Los motores considerados para la selección se presentan a continuación:

Tabla 4

Tabla de selección de motores

MOTOR	GARTT ML4112	TURNIGY D3548/4	EMAX XA2212
RPM(KV)	400	1100	1400
CORRIENTE MAX.	30 ^a	50A	30A
POTENCIA MAX.	530 W	910 W	250W
EMPUJE MAX.	2530 g.	2150 g.	930 g.
PESO	151 g.	159 g.	160g.
CELDAS BAT.	3s-6s	3s-6s	2s-6s
IMAGEN			

A continuación se presenta una tabla de ponderación en donde se elegirá al motor mejor ponderado según las necesidades del sistema de empuje requerido para la plataforma drone. En la tabla se presenta la relación peso-calificación para determinar la ponderación, siendo el peso un valor dado al criterio de selección, de acuerdo al método de factores ponderados.

Tabla 5

Tabla de ponderación de motores

CRITERIO DE SELECCIÓN	PESO (0-1)	GARTTML4 112		TURNIGY D3548/4		EMAX XA2212	
		CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION
VELOCIDAD	0,15	2	0,3	2	0,3	2	0,3
CONSUMO DE CORRIENTE	0,2	3	0,6	3	0,6	3	0,6
POTENCIA ENTREGADA	0,15	4	0,6	4	0,6	4	0,6
PESO	0,2	4	0,8	4	0,8	3	0,6
COSTO	0,1	3	0,3	2	0,2	1	0,1
VIDA UTIL	0,2	3	0,6	2	0,4	1	0,2
TOTAL	1		3,2		2,9		2,4

Tomando en cuenta que la plataforma drone necesita motores que generen mayor par, que velocidad, y de acuerdo a la tabla de ponderación realizada, se eligió un motor con bajo KV de acuerdo a los requerimientos que

tiene la plataforma drone ya que tiene un peso considerablemente alto. El motor que obtuvo la mayor ponderación de acuerdo a los criterios necesarios para la plataforma drone, es el motor Gatt ML4112 400KV. Dicho motor en los valores establecidos por el fabricante presenta excelentes valores nominales con relación a peso-empuje, lo cual se comprobará en el siguiente proyecto, comparando el motor con dos tipos de hélices para identificar la que obtenga mayor empuje y sea eficiente para implementación en la plataforma drone.

3.4 Selección de controladores de velocidad (ESC).

Para el desarrollo y operación correcta de los motores se tomó en consideración los siguientes parámetros para realizar la selección de los controladores de velocidad:

- Corriente continua,
- Corriente máxima,
- Celdas de baterías,
- Modo de BEC,
- Salida BEC,
- Peso.

Se tomaron tres ESC de amperaje diferente que se describen en la siguiente tabla:

Tabla 6

Comparación entre ESC's.

ESC	ARRIS 30 A	RED BRICK 50A	HOBBYKING 40A
CORRIENTE CONTINUA	30 A	50 A	40A
CORRIENTE MÁXIMA	45 A	60 A	60A

Continua 

CELDA DE BATERÍA	2s-6s	2s-7s	2S-6S
MODO BEC	IN/OUT	IN/OUT	IN/OUT
SALIDA BEC	5V/3 ^a	5V/3A	5.5V/4A
PESO	25 g.	48g.	36g.
IMAGEN			

Con los ESC'S seleccionados se realizó una tabla de ponderación en donde se presenta la relación peso-calificación para determinar la mejor opción acorde al proyecto, siendo el peso un valor dado al criterio de selección, el cual se lo pondrá de acuerdo al beneficio que presenta para la realización del proyecto en escala del 0 al 1, en donde se toma como referencia el peso que tiene cada criterio, es decir lo que más se va a considerar como beneficioso para el sistema, estableciendo un valor porcentual a cada parámetro, los valores más cercanos a 0 demuestran que no son criterios que deben tener mucha importancia para el sistema. La calificación se la ubica en una escala del 1 al 4 determinando, en donde 1 es la menor calificación que se da al parámetro establecido y 4 es el mayor puntaje que puede obtener para selección. La calificación demuestra lo significativo que llega a ser el peso de acuerdo al parámetro medido y que establece lo beneficioso para el sistema de empuje. La ponderación se obtiene del producto entre el peso y la calificación, y sumando los valores de todos los criterios de selección.

Tabla 7

Tabla de ponderación de ECS's

CRITERIO DE SELECCIÓN	PESO (0-1)	ARRIS 30A		RED BRICK 50 ^a		HOBBYKING 40A	
		CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION	CALIFICACION 1-4	PONDERACION
CORRIENTE CONTINUA	0,2	4	0,8	2	0,4	2	0,4
CORRIENTE MÁXIMA	0,2	4	0,8	3	0,6	2	0,4
CELIDAS DE BATERÍA	0,15	2	0,3	2	0,3	3	0,45
PESO	0,15	3	0,45	3	0,45	4	0,6
COSTO	0,1	3	0,3	2	0,2	3	0,3
VIDA UTIL	0,2	3	0,6	2	0,4	2	0,4
TOTAL	1		3,25		2,35		2,55

Al analizar las tres opciones de ESC para el motor sin escobillas GARTT ML412, se seleccionó los controladores de velocidad marca Arris de 30 amperios, ya que es la mejor ponderada y está constituida por los mejores criterios requeridos para el sistema de empuje, también porque cuenta con el amperaje recomendado por el fabricante del motor y es el necesario y suficiente para el sistema a implementar. Otro aspecto que se identificó que la ESC ARRIS 30A tiene menor peso que los otros ESC, siendo esto beneficioso para no aumentar el peso total de la plataforma drone.

3.5 Estudio comparativo para selección de la hélice.

La selección de la hélice se realizó entre dos opciones, siendo las hélices APC 1555 Y CYIOON 9450 las opciones para realizar las pruebas de empuje

con el motor GARTT ML4112. Se ejecuta un análisis con el fin de determinar la hélice que genere mayor empuje y que se adapte de manera eficiente a los requerimientos del sistema de empuje de la plataforma drone.

A continuación se presenta un cuadro comparativo de las hélices en cuestión:

Tabla 8

Cuadro comparativo de hélices

HÉLICES	APC 1555	CYIOON 9450
LONGITUD	15 in.	9,4 in.
PASO	5.5 in	5 in
NÚMERO DE PALAS	2	3
MATERIAL	Fibra de carbono	Fibra de carbono
PESO	25 g.	20 g.
IMAGEN		

3.6 Pruebas de empuje

Para desarrollar las pruebas de empuje del sistema de propulsión a implementar se diseñó un banco de pruebas en el cual se pudo determinar el empuje en gramos fuerza como unidad establecida, con los dos tipos de hélices seleccionadas para realizar las pruebas y así obtener el análisis de que sistema genera más empuje.

3.6.1 Diseño del banco de pruebas

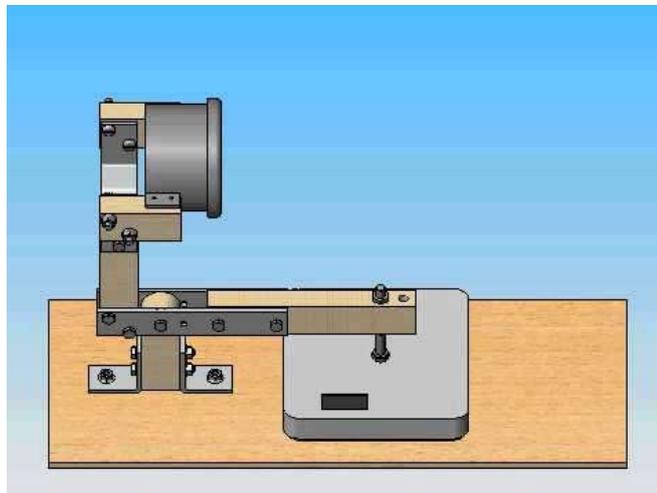


Figura 6 Diseño de un medidor de empuje

Fuente: (Pichi, 2010)

El banco de pruebas consiste en un banco de madera de tres vigas acopladas entre ellas y planteadas sobre una base rectangular. Se colocó una viga de 50 centímetros en forma vertical, a una altura de un centímetro de la base, en la cual va a ir sujetado el motor con la respectiva hélice. El espacio de un centímetro entre la base y la viga vertical es establecido para generar un ángulo aproximadamente de 35 grados para que brinde el movimiento cuando se realice las pruebas de empuje. En la parte inferior de la viga vertical va acoplada otra viga de manera transversal de 30 centímetros de longitud, esta viga tiene la función de generar el peso sobre una tercera viga de 10 centímetros ubicada en su extremo, esto hará que el empuje generado por el

sistema de propulsión ejerza sobre una balanza que mostrará el empuje en gramos de acuerdo a la aceleración modulada al motor.



Figura 7 Banco de pruebas.

El peso de las vigas va a ser despreciable ya que para realizar las pruebas se debe poner la tercera viga asentada a la balanza digital. Ya asentada la viga se debe encender la balanza, logrando con este procedimiento obtener los gramos de empuje generado solamente por el sistema de propulsión.

3.7 Conexiones de los dispositivos adquiridos

Para realizar las pruebas primero se debe realizar las conexiones correspondientes. Las conexiones se realizan con el siguiente procedimiento:

- Conectar el motor con el controlador de velocidad (ESC), cada pin del motor debe ir conectado a cada entrada de la ESC. El orden de

conexión determina el sentido de giro del motor, puede ser en sentido horario o sentido anti horario.

- Instalar la hélice en el motor, dando un torque adecuado para que la hélice no pueda salirse durante la operación del motor.
- Conectar la ESC a la batería, tomando en cuenta la polaridad de los cables.
- Conectar servo tester el cual dará la aceleración del motor. Este dispositivo va conectado a la ESC, así como también necesita la energía de una segunda batería
- Conectar una batería HydriMax Ultra de 2000 mAh al servo tester para darle alimentación independiente.



Figura 8 Conexión de los dispositivos.

3.8 Pruebas de empuje del motor Gartt ML4112 400KV con la hélice APC 1555.

Se realizó las pruebas de empuje del motor Gartt ML4112 400KV con la hélice APC 1555 con lo cual se determinó los siguientes valores expresados en una tabla de acuerdo a la aceleración y al empuje generado.

Tabla 9

Valores de la relación aceleración y empuje con la hélice APC1155

MOTOR	VOLTAJE (V)	HELICE	PWM	EMPUJE (g)
ML 4112 400 KV	22.2V	APC1555	10%	178
			25%	293
			35%	318
			40%	512
			45%	550
			50%	864
			55%	1217
			58%	1640
			60%	1850
			75%	2000
			85%	2310
			90%	2400
			100%	2450

Los valores mostrados en la tabla están graficados en la siguiente imagen, en donde se muestra la línea de tendencia que tiene el sistema de empuje con la hélice APC 1555, permitiendo identificar ciertos aspectos importantes que permiten llevar a cabo el proyecto.

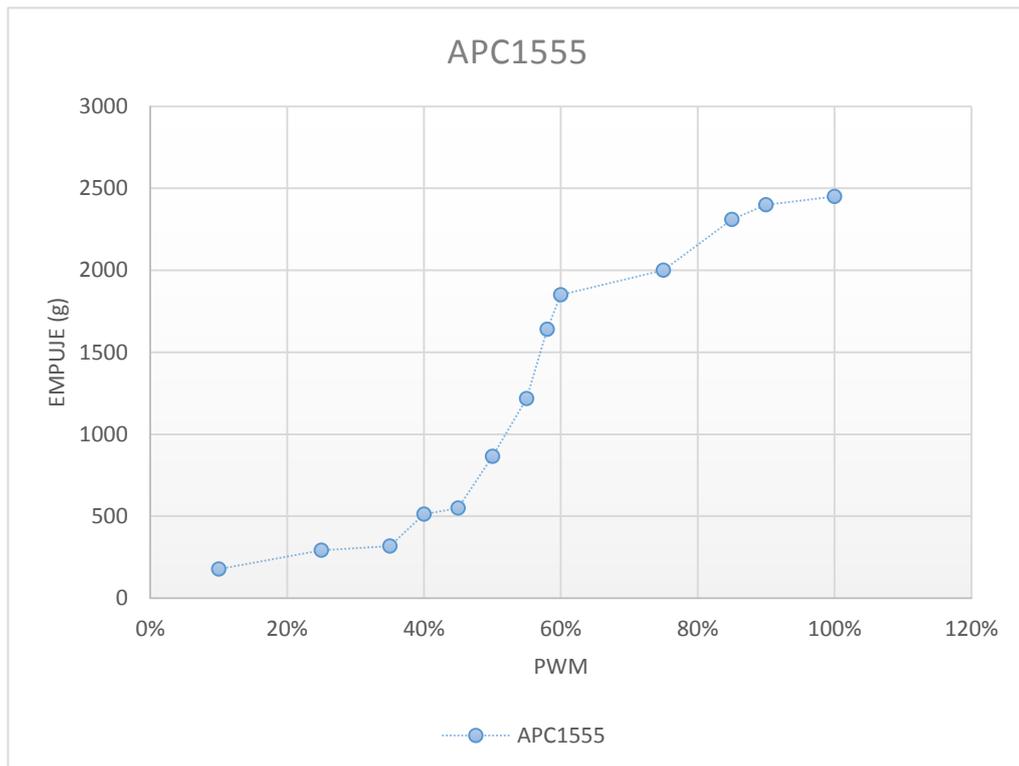


Figura 9 Relación empuje-aceleración con la hélice APC1555

Después de realizar las pruebas de empuje del motor Gatt ML4112 400KV con la hélice APC1555, se pudo constatar que el empuje a máxima aceleración es de 2,4 Kg por motor, siendo esto muy bueno para los propósitos planteados, ya que también se identificó gráficamente que al 75% de aceleración cada motor puede tener un empuje de 2 kilogramos, permitiendo tener una excelente eficiencia en vuelo estacionario y cumpliendo las exigencias por la plataforma drone, la cual tiene un peso de 3,5 kilogramos, incluyendo la motorización. Con estos valores y tomando en cuenta que la batería es de 10000 mAh, se realizó el cálculo de tiempo estimado de vuelo

estacionario en el programa Xcopter calc (Ver anexo A), dando como resultado un tiempo de vuelo aproximado a 20 minutos.

3.9 Pruebas de empuje del motor Gartt ML4112 400KV con la hélice Ciyon 9450.

Se realizó las pruebas de empuje del motor Gartt ML4112 400KV con la hélice Ciyon 9450 con lo cual se determinó los siguientes valores expresados en una tabla de acuerdo a la aceleración y al empuje generado, así como también la eficiencia del motor.

Tabla 10

Valores de la relación aceleración y empuje con la hélice Ciyoon 9450

MOTOR	VOLTAJE (V)	HELICE	ACELERACIÓN	EMPUJE (g)
ML 4112 400 KV	22.2V	Ciyoon 9450	10%	60
			25%	150
			35%	200
			40%	280
			45%	320
			50%	490
			55%	530
			58%	580
			60%	625
			75%	710
			85%	840
			90%	895
			100%	953

Los valores mostrados en la tabla están graficados en la siguiente imagen, en donde se muestra la línea de tendencia que tiene el sistema de empuje con la hélice Ciyoon 9450, permitiendo identificar ciertos aspectos importantes que permiten llevar a cabo el proyecto.

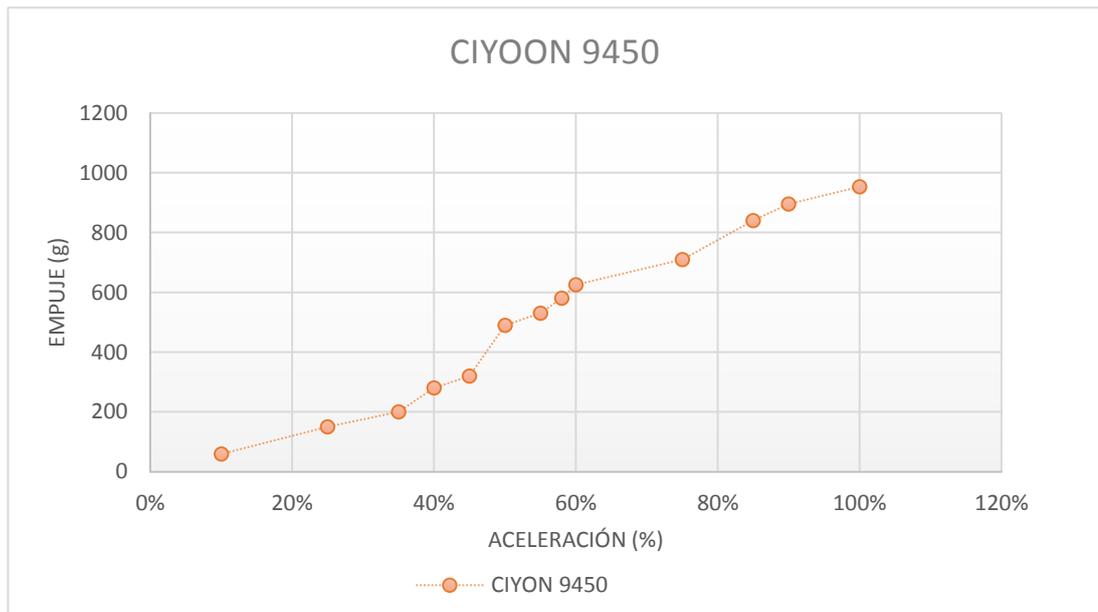


Figura 10 Relación empuje-aceleración con la hélice CIYON 9450

Después de realizar las pruebas de empuje del motor Gartt ML4112 400KV con la hélice Ciyon 9450 se pudo constatar que el empuje a máxima aceleración es de 953 g. por cada motor, lo cual no ayuda a cumplir los propósitos planteados, ya que también se identificó que gráficamente al 75% de aceleración cada motor puede tener un empuje de 710 gramos, lo que hace que esta hélice sea descartada para implementarla en la plataforma drone, ya que no podrá elevar al drone y sufrirá daños severos en los motores si se lo intenta.

Al no ser la hélice tripala Ciyon 9450 equivalente a la hélice bipala APC1555 en los valores nominales, hace que el sistema tenga un menor

consumo de corriente, debido al paso de dicha hélice, ya que a menor paso de la hélice es menor el consumo de energía, pero a menor paso la generación de empuje disminuye considerablemente. Si en el caso se opte por una hélice tripala equivalente a la bipala se puede obtener valores semejantes en el empuje, pero se mejora y aumenta el confort, disminuye el sonido y puede mejorar el rendimiento para vuelos en crucero.

3.10 Comparación de rendimiento entre hélices APC 1555 y CIYOON 9450.

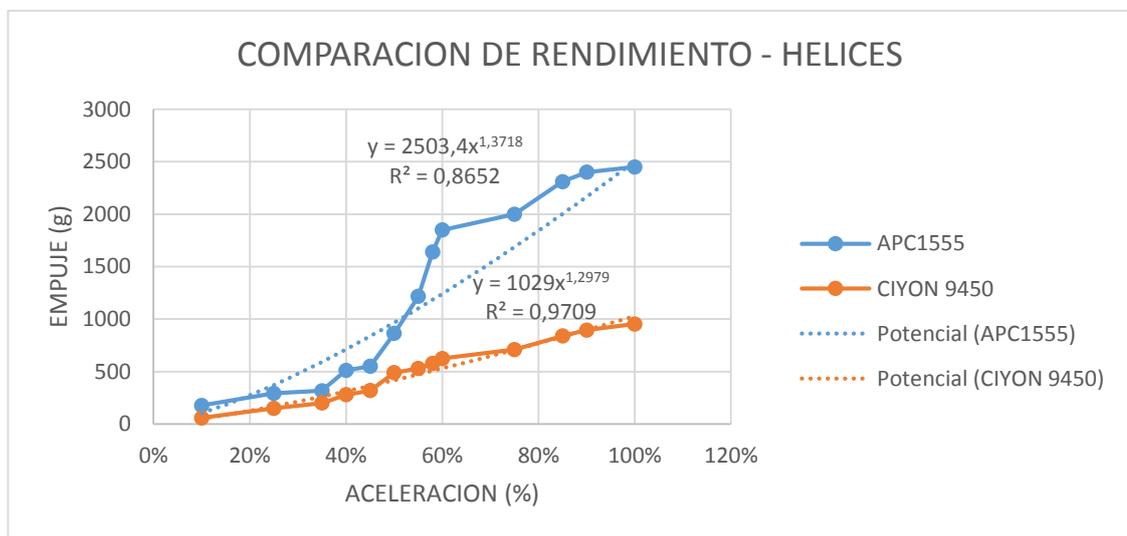


Figura 11 Comparación de rendimientos entre hélice APC 1555 Y CIYOON 9450

Realizada la comparación de rendimiento entre las hélices APC 1555 Y CIYOON 9450, se determinó lo siguiente:

La hélice APC 1555 genera mayor empuje que su hélice a comparación, su rendimiento en conjunto con el motor es ideal para implementarla en la plataforma dron. El rendimiento de la hélice APC 1555 con el motor Gatt ML4112 es semejante al rendimiento expuesto por el fabricante del motor, alcanzando un empuje de 2,5 kilogramos al 100% de aceleración.

En la gráfica se muestra la línea exponencial del rendimiento de ambas hélices. Esto permite determinar el coeficiente de correlación, el cual identifica los puntos que más se ajustan a las dos variables expuestas al estudio. Así se obtiene el valor real del punto de intersección de las dos variables, dando el valor cualitativo exacto de la generación de empuje de acuerdo a la aceleración modulada al motor.

Para encontrar la eficiencia de la hélice según la gráfica realizada se aplica la fórmula de la línea exponencial, tomando como referencia que el motor para ser eficiente debe girar al 75% de PWM. A continuación se presentan los cálculos realizados:

$$y = 2503,4 * x^{1,3718}$$

$$y = 2503,4 * 0,75^{1,3718}$$

$$y = 1687,1 \text{ g.}$$

Aplicando la ecuación se obtiene como resultado que la hélice APC 1555, a un 75% de PWM genera un empuje de 1,687 kilogramos. Este valor puede variar debido a la temperatura y presión atmosférica en donde se requiera utilizar el sistema.

Realizando la misma operación para el sistema de empuje con la hélice CIYOON 95450 se obtiene:

$$y = 1029 * x^{1,2979}$$

$$y = 1029 * 0,75^{1,2979}$$

$$y = 708,37 \text{ g.}$$

La hélice Ciyoon 9450 al no ser una hélice recomendada por el fabricante no generara un empuje elevado, ya que no es una hélice equivalente a la

bipala APC 1555. La ventaja de esta hélice es que no genera cambios demasiado abruptos de acuerdo a la aceleración modulada al motor, esto hace que se tenga menor ruido y mayor confort para el vuelo, pero no podrá elevar el peso requerido de 3,5 kilogramos para la plataforma drone. Así que dicha hélice no es la apropiada para la función que quiere cumplir.

Cada hélice al tener diferente longitud y paso, debido a su perfil aerodinámico tiene un comportamiento determinado al momento de cortar el viento y generar las fuerzas que permiten el vuelo.

En este caso al ser el motor de gran potencia, funciona mejor con la hélice de mayor tamaño, ya que esto hace que aumenten las fuerzas que permiten a la plataforma drone elevarse. La hélice Ciyoon al no tener el perfil aerodinámico para mover la suficiente cantidad de aire requerida para volar, hace que el drone no sea capaz de elevarse y que los motores puedan sufrir un recalentamiento al realizar un intento de vuelo, y esto puede ocasionar daños a la motorización, y también reducirá la vida útil de la batería.

También se puede establecer que las revoluciones de los motores sin escobillas van profundamente relacionadas con los voltios aplicados, el motor Gantt ML4112 al girar 400rpm por voltio, y con el paquete de seis células de la batería, gira a 24000 vueltas. Acoplado a la hélice APC 1555, genera el empuje graficado, gracias a que la superficie de dicha hélice es de 15 pulgadas. Esto proporciona movimiento de la masa de aire en un rango considerable y acompañado del paso de 4,5 pulgadas, genera gran empuje de sistema rotor.

Otro punto que se observó con la gráfica, es un punto de inflexión similar entre las dos hélices, dicho punto es cuando el motor tiene una aceleración aproximadamente del 78%, esto representa el punto en donde los motores podrán mantener un vuelo estacionario con un rendimiento óptimo sin afectar su funcionamiento o causando daños en la motorización.

3.11 Cálculo desarrollado para determinar el motor correcto.

Para calcular los motores a implementar en la plataforma drone se utilizó las ecuaciones realizadas por Lozano y Gutiérrez en el paper “Design and Control of a Four-Rotary-Wing Aircraft.”

3.12 Cálculo del empuje para flotar

Como primer paso, se determina el empuje requerido en cada rotor.

$$T = W * g = (1.2\text{kg})(9.81\text{m/s}^2) = 11.772\text{N}$$

W = es la cantidad de masa que se requiere levantar por cada motor.

Cada motor debe

Luego, se obtiene la velocidad inducida (v_i). Donde, el área de barrido de las hélices (A) igual a 0.0993 m^2 :

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2Ap}} = \sqrt{\frac{11.772\text{N}}{2(0.0993\text{m}^2)(1.9993\frac{\text{kg}}{\text{m}^3})}} = 5.4449\frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Cálculo de la potencia requerida para flotar:

$$P = 2pAv_i^3 = 2\left(1.9993\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right)(0.0993\text{m}^2)\left(5.4449\frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^3 = 64.0954\text{W}$$

La potencia obtenida en la operación es acorde con las especificaciones de los motores seleccionados. (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016)

3.13 Selección de la batería para la plataforma drone.

Para seleccionar la batería correcta se realizaron los siguientes cálculos:

Ya que los motores necesitan 22 V para su funcionamiento óptimo se ha seleccionado una batería LiPo de seis celdas. Para determinar la capacidad de descarga de la batería se ha realizado los cálculos mediante las ecuaciones presentadas por (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016) en su proyecto.

Para obtener el consumo de corriente eléctrica de cada motor se utilizó el programa de internet Excalc. (Ver Anexo 1), en donde demuestra que el consumo eléctrico de cada motor es de 8,36 A. Por los cuatro motores se necesita un consumo de corriente de 33,2 A. Sumando el 10% de consumo eléctrico por los demás componentes de la plataforma drone tenemos 36,52 A de consumo eléctrico total.

Como describe el proyecto de (Lozano & Gutiérrez, Design and Control of a Four-Rotary-Wing, 2016) para obtener un tiempo aproximado de vuelo de 20 minutos se utiliza la fórmula de Peuker, en donde se determina la capacidad de descarga:

$$C = T_{dis} * I_{dis}^k = 0,25h * 36,52^a = 12,0516Ah$$

Debido a que no existe una batería que pueda suministrar 12,0516 Ah, se eligió utilizar dos baterías LiPo de 10000 mAh que irán conectadas en paralelo, por lo que se obtiene 20000 mAh, lo cual es suficiente para tener un tiempo de vuelo de por lo menos 20 minutos.

La batería seleccionada para ser la fuente de alimentación del sistema de empuje, es una batería Lipo 6s de 10000 mAh a 22.2V.

3.13.1 Especificaciones de la batería seleccionada.

Características:

- Voltios: 22,2 V.
- Capacidad: 10000 mAh.
- Configuración de celdas: 6S1P.

- Descarga continua: 25C.
- Máxima tarifa de explosión: 50C.
- Calibre del cable: 10 AWG.
- Dimensiones (L*W*H): 16*64*63 mm
- Peso: 1226 g.



Figura 12 Batería Lipo 6s de 10000 mAh a 22.2V.

3.14 Ensamblaje de la plataforma drone

Realizadas las pruebas y cálculos correspondientes, se procedió al ensamblaje de la plataforma drone, con el fin de comprobar el funcionamiento correcto del sistema.

La implementación del sistema de empuje se realizó en una estructura de fibra de carbono perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, acompañado del sistema de navegación conformado por un controlador N3 DJI. Se realizó las respectivas calibraciones obteniendo el funcionamiento óptimo tanto del sistema de navegación, como del sistema de empuje.

Ya instalado todos los componentes, se realizó la prueba operacional de la plataforma drone, dando como resultado un vuelo estable y sin problemas en la generación de empuje.



Figura 13 Plataforma Drone sustentada en el aire.

Con el vuelo de prueba operacional de la plataforma drone se pudo medir los siguientes parámetros:

Tabla 11

Parámetros de Eficiencia, Aceptabilidad, Deficiencia

PARÁMETRO	EFICIENTE	ACEPTABLE	DEFICIENTE
ESTABILIDAD	X		
EFICIENCIA		X	
TIEMPO DE VUELO	X		
SINCRONIZACIÓN	X		
ALTURA ALCANZADA	X		
DISTANCIA OPERATIVA		X	
GENERACIÓN DE EMPUJE	X		
CONSUMO DE CORRIENTE	X		

Los parámetros del vuelo de prueba se evaluaron de acuerdo a características, expresadas en puntuaciones como se muestra a continuación:

- Eficiente = 7 a 10 puntos;
- Aceptable = 4 a 6 puntos;
- Deficiente = 0 a 3 puntos.

Cumpliendo con los puntajes evaluados durante el vuelo de prueba operacional se comprobó que la plataforma drone cumple con todos los requerimientos establecidos para la realización del presente proyecto.

El sistema de empuje funciona correctamente generando y estableciendo la sustentación de la plataforma de manera segura, en complicidad con el

sistema de navegación que permite una estabilidad eficiente durante todo el vuelo.

Para mantener en las mejores condiciones a la plataforma drone se ha diseñado un manual de mantenimiento el mismo que está especificado en el Anexo D.

3.15 Restricciones de vuelo de drones.

La Dirección de Aviación Civil del Ecuador en la resolución N°251/2015 resuelve en el artículo uno del artículo primero lo siguiente:

Art. 1 Operaciones en las cercanías de un aeródromo:

Se prohíbe la operación de las RPAS/UAS en espacios controlados.

La operación de las RPAS/UAS se mantendrá durante toda la duración del vuelo, a una distancia igual o mayor a 9 kilómetros (5M) de las proximidades de cualquier aeródromo o base aérea militar. (Ver Anexo E)

3.16 Estudio económico

Para establecer la factibilidad del presente proyecto, se realizó unas tablas acorde a la proyección del costo de los dispositivos y materiales adquiridos durante la ejecución del proyecto, mostrando que es económicamente factible. Todos los valores están expresados en las tablas que identifican el costo y la cantidad de cada uno de los dispositivos y materiales implementados.

A continuación, se describen los costos que se realizaron durante el desarrollo de este proyecto:

Tabla 12

Costos de los dispositivos

N°	DESCRIPCION	CANTIDAD	V. UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Motores sin escobillas Gatt ML4112 400KV	4	30	120
2	Hélices APC 1555	8	10	80
3	ESC's Arris 30A	4	30	120
4	Batería	1	100	100
5	Cables y conectores	12	10	120
6	Servo tester	1	10	10
7	Batería NiCd	1	90	90
			VALOR TOTAL	640

Tabla 13

Costos secundarios

N°	DESCRIPCION	CANTIDAD	V. UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Transporte	-	-	150.0
2	Alimentación	-	-	100.0
3	Anillado	4	7.0	25.0
4	Empastado	2	15.0	35.0
			TOTAL	310.0

Tabla 14**Otros gastos**

N°	DESCRIPCION	VALOR TOTAL
1	Elaboración de textos	30.0
2	Elaboración de CD'S	5.0
3	Imprevistos	15.0
TOTAL		50.0

Tabla 15**Costos totales**

N°	DESCRIPCIÓN	Valor/USD
1	Costos Primarios	640.0
2	Costos Secundarios	310.0
3	Otros Gastos	50.0
TOTAL		1000.0

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Con la información recolectada durante el desarrollo del proyecto se pudo determinar que los motores sin escobillas de bajo KV demuestran que tienen la capacidad de generar mayor torque, que velocidad, lo cual lo hace ideal para obtener gran empuje y elevar el peso deseado en la plataforma drone. El motor debe ir acompañado de la hélice recomendada y el controlador de velocidad correcto para tener un sistema bien integrado, así como también es importante una fuente de alimentación que proporcione la suficiente energía para mantener la plataforma drone sustentado por un tiempo establecido de vuelo.
- Las pruebas de empuje realizadas demuestran la diferencia de rendimiento entre dos sistemas de empuje, con hélice bipala y tripala, que aunque estén acoplados a los mismos motores y fuente de alimentación, sus valores varían en la generación de empuje, esto se debe a que las hélices son de diferente diámetro y paso. En el caso de la hélice tripala mejora el rendimiento del motor sin tener mucho consumo de energía, pero no alcanza a elevar el peso deseado. En cambio que en el caso de la hélice bipala logra elevar el peso establecido para la plataforma drone aumentando el consumo de energía, pero que no afecta al sistema, ya que está dentro de los parámetros recomendados por el fabricante de los motores.
- El sistema de empuje propuesto en este proyecto alcanza los parámetros deseados para la implementación en la plataforma drone perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, demostrando que los valores que genera el sistema son suficientes para sustentar a la plataforma de manera estable.

4.2 Recomendaciones

- Para implementar un sistema en una plataforma drone se debe analizar los parámetros y funciones que va a cumplir el dispositivo, siendo esa la base para buscar información que ayude a elegir el sistema de navegación y sistema de empuje requerido, con el fin de cumplir el objetivo deseado.
- La plataforma drone puede volar correctamente con motores de bajo KV, si la estructura garantiza la resistencia necesaria para soportar la carga útil del drone, así como también las cargas que se originan en vuelo, para esto se debe realizar cálculos y pruebas de resistencia a la estructura antes de montar los demás componentes y así no sufrir desperfectos en los demás sistemas.
- Al encender los motores se debe tomar en cuenta la aceleración en el control, ya que si esta sube de manera abrupta hará que la plataforma se eleve de manera brusca y posterior puede estrellarse al bajar la aceleración, ya que se perdería el control de la plataforma, ocasionando severos daños en los sistemas.
- Se debe tomar en cuenta las restricciones de vuelo cerca de aeropuertos como está tipificado en la resolución de la Dirección de Aviación Civil del Ecuador, ya que nos indica que no se puede volar la plataforma drone a un radio de 9 kilómetros de un aeródromo.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Lozano, Y., & Gutiérrez, O. (Noviembre de 2016). *Design and Control of a Four-Rotary-Wing*. Obtenido de IEEE Latin America Transactions: http://www.revistaieeela.pea.usp.br/issues/vol14issue11Nov.2016/14T LA11_03LozanoHernandez.pdf

Pichi, S. (1 de Septiembre de 2010). Obtenido de <https://www.youtube.com/watch?v=MuiDp21nIEg&feature=youtu.be>

Pulecio, R. (2018). Drone Conceptos Básicos. En R. Pulecio, *Drone Conceptos Básicos*.

Saenz, G. (25 de Agosto de 2015). Obtenido de <https://es.slideshare.net/gsaenz/matriz-de-ponderacion>

