

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

Facultad de Ciencias e Ingeniería



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

Diseño de un Vehículo Aéreo no Tripulado de cuatro rotores para una carga útil de 1 kg

Tesis para optar el Título de Ingeniero Mecánico,

que presenta el bachiller:

Rubén Toshiharu Tabuchi Fukuhara

ASESOR: Ing. Dante Ángel Elías Giordano

Lima, junio de 2015

RESUMEN

El presente trabajo tuvo como objetivo el diseño de un Vehículo Aéreo no Tripulado (VANT) de tipo multirotor con capacidad de carga de hasta un kilogramo - que puede representar una cámara o sensores para el monitoreo de una variable en específico. En la primera parte se hizo una revisión de la bibliografía y estado del arte de los sistemas aéreos no tripulados. Luego, se procedió a definir los requisitos para el diseño de la unidad. Debido a que el desarrollo de estos equipos es reciente, no existen publicaciones o libros que detallen una metodología para la selección de los componentes, por lo que en esta tesis se diseñó e implementó una propia que permitió seleccionar el sistema de propulsión óptimo que incluye los motores, las hélices y las baterías. En la siguiente etapa se diseñó la estructura para alojar a todos los componentes del VANT. Se realizó una simulación de las cargas para evaluar la resistencia, aerodinámica y vibraciones del VANT mediante un software de elementos. Los resultados fueron positivos, por lo que se puede asegurar un correcto funcionamiento ante una futura implementación.

Finalmente, el resultado de este trabajo culminó con una lista de componentes, planos y un presupuesto de alrededor de \$6300 en los que se incluye los costos de materiales, diseño de ingeniería y manufactura. El VANT diseñado tiene como dimensiones generales 1014x1007x200 mm, tiene un peso de alrededor de los 7.5 kg y está en capacidad transportar consigo una carga de un kilogramo con vientos de hasta 8 m/s.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	10
CAPÍTULO 1 Antecedentes	14
1.1 Vehículos aéreos no tripulados (VANT)	14
1.2 Contexto histórico del desarrollo de los VANT.	16
1.3 Principios de sustentación de aeronaves	17
1.4 Vehículo aéreo no tripulado (VANT) de múltiples rotores o multirotor	19
1.5 Componentes de un multirotor propulsado con motores eléctrico	21
a) Motor sin escobillas (Brushless Motor)	21
b) Controlador electrónico de velocidad (ESC)	22
c) Hélice	22
d) Unidad de medición inercial (IMU).....	23
e) Controladores de vuelo y autopilotos.....	23
f) Sistema de control por radio frecuencia.....	24
g) Batería de polímero de litio	25
CAPÍTULO 2 Diseño Preliminar	26
2.1 Requerimientos	26
a) Dimensiones:	26
b) Peso:	27
c) Modalidad de vuelo	27
d) Capacidad de carga.....	27
e) Autonomía de vuelo.....	27
f) Replicable.....	27
g) Resistencia a impactos y caídas	28
h) Resistencia mecánica de la estructura.....	28
i) Facilidad de acceso de componentes internos.....	28
j) Simplicidad mecánica.....	28
k) Potencia	28
l) Condiciones ambientales	29

m)	Estabilidad de vuelo.....	29
n)	Capacidad de vuelo autónomo (Opcional)	29
2.2	Propuestas preliminares de diseño	30
a)	Número de motores y rotores.....	30
b)	Geometría del cuadro para el cuadricóptero	34
c)	Tipo de perfil para los brazos	34
d)	Sujeción al cuerpo central.....	35
e)	Sujeción del motor.....	36
f)	Posición del motor	37
g)	Ubicación de las baterías.	38
h)	Tren de aterrizaje.....	39
2.3	Diseño conceptual	40
2.4	Partes de la estructura del cuadricóptero	42
a)	Porta motor.....	42
b)	Perfil o tubo del brazo	42
c)	Placa central	43
d)	Tren de aterrizaje.....	43
2.5	Estimación del peso de la estructura, electrónica y cableado	44
CAPÍTULO 3 METODOLOGÍA PARA SELECCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN		46
3.1	Metodología para la selección de motores y hélices	48
3.2	Metodología para la selección de baterías	50
3.3	Iteraciones y condición de finalización del programa	54
3.4	Ejemplo de selección del sistema de propulsión usando la metodología propuesta	54
CAPÍTULO 4 Selección del sistema de propulsión y control		58
4.1	Selección del sistema de propulsión	59
4.2	Selección del sistema de control aviónico	64
CAPÍTULO 5 Modelamiento y simulación de cargas en la estructura mecánica		66
5.1	Análisis de resistencia	66
a)	Análisis durante el vuelo	66

b)	Análisis durante el aterrizaje.....	70
5.2	Análisis aerodinámico	73
5.3	Análisis de vibraciones y frecuencias modales	77
a)	Análisis de vibraciones en el brazo.....	77
b)	Análisis de vibraciones en la placa central.....	78
CAPÍTULO 6 Planos y Presupuesto		79
6.1	Planos	79
a)	Planos de ensamble.....	79
b)	Planos de despiece.....	80
c)	Plano del diagrama eléctrico.....	80
6.2	Presupuesto de componentes	80
Observaciones y Recomendaciones		83
Conclusiones		85
Bibliografía		87
d)	Área de carga (Disk Loading).....	119
e)	Potencia de sustentación de una hélice.....	119
f)	Potencia de carga (Power Loading).....	119
g)	Velocidad de flujo de sustentación.....	119
6.3	Metodología para seleccionar hélices	122
•	Aluminio 6063-T4 modelado como Isotrópico elástico lineal	126

LISTA DE FIGURAS

Figura 1-1: General Atomics MQ-9 Reaper 15

Figura 1-2: V-1 (del alemán Vergeltungswaffe 1). Bomba volante 17

Figura 1-3: QH-50 Gyrodyne 17

Figura 1-4: Perfil aerodinámico de un ala de avión 18

Figura 1-5: Sustentación de un helicóptero 19

Figura 1-6: Aeryon Labs SkyRanger 19

Figura 1-7: Movimiento de un cuadricóptero (Pounds, 2007) 20

Figura 1-8: Plato de rotor de un helicóptero. (Bramwell, George Done y Balmford, David, 2001)
..... 21

Figura 1-9: Motor sin escobillas RCTimer HP4108. 22

Figura 1-10: Controlador electrónico de velocidad. 22

Figura 1-11: Definición de pitch en una hélice..... 23

Figura 1-12: Controladores de vuelo comerciales. DJI Naza (a), Ardupilot (b), PixHawk (c),
OpenPilot (d)..... 24

Figura 1-13: Transmisor de radio 25

Figura 1-14: Receptor de radio..... 25

Figura 1-15: Batería de polímero de litio marca Turnigy. 25

Figura 2-1: Bicóptero 30

Figura 2-2: Tricóptero 31

Figura 2-3: Servomotor acoplado de un tricóptero 31

Figura 2-4: Cuadricóptero 32

Figura 2-5: Hexacóptero DJI..... 32

Figura 2-6: Hexacóptero Y6..... 32

Figura 2-7: Octocóptero DJI..... 33

Figura 2-8: Octocóptero X8 33

Figura 2-9: Tipos de configuraciones para la estructura 34

Figura 2-10: Tipos de perfiles estructurales	35
Figura 2-11: Tubo tangente a dos planchas y atornillado	35
Figura 2-12: Tubo con abrazadera unido a plancha.....	36
Figura 2-13: Sujeción mediante empalme	36
Figura 2-14: Cuerpo monocasco	36
Figura 2-15: Sujeción directa al tubo	37
Figura 2-16: Sujeción con abrazadera	37
Figura 2-17: Mediante un componente integral de una sola pieza.....	37
Figura 2-18: Orientación del motor.....	38
Figura 2-19: Posición de las baterías respecto al VANT	38
Figura 2-20: Tren de aterrizaje de espuma	39
Figura 2-21: Tren de aterrizaje rígido	39
Figura 2-22: Tren de aterrizaje con amortiguación.....	40
Figura 2-23: Diseño preliminar del cuadricóptero.....	41
Figura 2-24 Diseño preliminar de porta motores	42
Figura 2-25: Tubo de aluminio para brazo	43
Figura 2-26: Placa central de PVC	43
Figura 2-27: Tren de aterrizaje con perfiles de aluminio	44
Figura 3-1: Componentes del sistema de propulsión en un cuadricóptero	47
Figura 3-2: Diagrama de bloques del algoritmo de selección del sistema de propulsión.....	47
Figura 3-3: Fuerzas en las hélices	49
Figura 3-4: Fuerzas y momentos en el motor	49
Figura 3-5: Diagrama de bloques del algoritmo de selección de motor y hélice.....	49
Figura 3-6: Corriente vs Empuje para el Motor 3508 kv380	50
Figura 3-7: Algoritmo de selección de baterías	51
Figura 3-8: Autonomía de vuelo.....	53

Figura 3-9: Corriente por cada motor	53
Figura 4-1: Motor marca Tiger Motor MN3520.....	63
Figura 4-2: Hélice Tiger Motor 16x5.4	63
Figura 4-3: Batería Turnigy nanotech 6s - 5000 mAh. Se requerirán cuatro unidades	64
Figura 4-4: Controlador APM 2.6	65
Figura 4-5: Controlador de velocidad (ESC) Tiger Motor T60A	65
Figura 5-1: DCL del VANT durante el vuelo	67
Figura 5-2: DCL para el análisis del brazo	67
Figura 5-3: Resultado de tensiones sobre el brazo durante el vuelo	68
Figura 5-4: Resultados en la placa superior.....	69
Figura 5-5: Resultados de la placa inferior.....	70
Figura 5-6: Análisis de la deformación en conjunto placa-brazo (Imagen referencial no proporcional).....	70
Figura 5-7: DCL del VANT ante un impacto	71
Figura 5-8: Simulación de impacto en tren de aterrizaje	72
Figura 5-9: Impacto en la placa inferior	73
Figura 5-10: DCL del VANT en vuelo horizontal.....	74
Figura 5-11: Cálculo del área frontal al flujo	75
Figura 5-12: Proyección del área a plano normal al flujo	75
Figura 5-13: Trayectorias de flujo	76
Figura 5-14: Análisis del brazo: tercera frecuencia modal	77
Figura 5-15: Análisis de vibraciones de la placa central: primera frecuencia modal	78
Figura A-0-1: Eficiencia de aeronaves VTOL (Leishman, 2006).....	120
Figura 0-2: Curvas características de motor sin escobillas DC.....	124
Figura 0-3: Aproximación del valor de intersección (b) en función del voltaje	125

LISTA DE TABLAS

Tabla 2-1: Resumen de los requerimientos para el VANT	29
Tabla 2-2: Tabla resumen - Pros/Contras de números de motores.....	33
Tabla 2-3: Peso de componentes - Diseño preliminar	44
Tabla 3-1: Valores iniciales para la selección	54
Tabla 3-2: Resultados de la primera iteración	55
Tabla 3-3: Selección de la batería (1ra iteración)	55
Tabla 3-4: Datos de la segunda iteración.....	56
Tabla 4-1: Valores iniciales para la selección	59
Tabla 4-2: Resultados de la primera iteración	60
Tabla 4-3: Selección de la batería (1ra iteración)	62
Tabla 4-4: Datos de la segunda iteración.....	62
Tabla 4-5: Valores finales de la selección	63
Tabla 5-1: Cargas durante el vuelo.....	67
Tabla 5-2: Frecuencias armónicas del brazo.....	78
Tabla 5-3: Frecuencias armónicas de la placa central.....	78
Tabla 6-1: Despieces del plano 02-A1-D	80
Tabla 6-2: Presupuesto de componentes.....	81
Tabla 6-3: Presupuesto de diseño y manufactura	82
Tabla 6-4: Presupuesto total	82

INTRODUCCIÓN

El término “Vehículo Aéreo no tripulado” (VANT) o *Drone* se emplea para designar al conjunto de aeronaves que no llevan tripulantes a bordo y cuyo control es remoto o autónomo. Este tipo de aeronaves comprende desde aviones hasta helicópteros de uno o más rotores impulsados con motores eléctricos o de combustión. Como muchas otras invenciones revolucionarias, estas aeronaves tuvieron sus inicios dentro del ámbito militar. Sin embargo, desde el año 2000, se ha dado una creciente popularización de los VANT impulsada por una serie de mejoras técnicas y drástica reducción de precios en los diversos componentes usados en estos vehículos. Esto ha permitido su popularización como juguetes y herramientas para investigación. (Pounds, 2007).

La principal ventaja aparente de los VANT es su capacidad de ejecutar misiones sin necesidad de exponer a un piloto humano. Este fue el principal impulso para su desarrollo en aplicaciones militares como reconocimiento y despliegue de ataque aéreos. Por otro lado, el avance de la tecnología permitió la miniaturización de diversos componentes, con lo que se pudo diseñar VANTs a menores escalas que sus versiones tripuladas, con las ventajas que esto conlleva. Entre estas se puede mencionar una gran reducción de costos de fabricación y operación, mayor eficiencia, facilidad de despegue (no se requiere una gran pista de aterrizaje o permisos especiales) y obviamente portabilidad. Por tal motivo, los VANT han empezado a ser usados de manera

intensiva en tareas que antes solamente se realizaban con aviones o helicópteros tripulados tales como fotografía aérea, fotogrametría, vigilancia aérea, conservación de fauna y flora, evaluación de desastres, agricultura de precisión, inspección de estructuras altas como chimeneas o torres de alta tensión, entre otras.

Dentro de los tipos de VANT, los multirotores han ganado popularidad en los últimos años debido a la gran versatilidad que ofrecen. Por un lado, tienen la capacidad de mantenerse en un punto fijo y despegar/aterrizar de manera vertical (Vertical Take Off and Landing – VTOL) tal como lo hacen los helicópteros. Por otro, son mecánicamente simples debido a que sus hélices son rígidas - no tienen un plato mecánico como en los helicópteros – por lo que los multirotores son mecánicamente más robustos y requieren menos mantenimiento. Las hélices de estos multirotores pueden ser más pequeñas que las utilizadas en un helicóptero debido a que en conjunto pueden generar el mismo empuje. Esto permite que sean más compactos y que puedan trabajar en espacios más confinados. Sin embargo, esta disminución en el tamaño de las hélices reduce la eficiencia aerodinámica. Por tal motivo, es de suma importancia optimizar el diseño para minimizar este inconveniente.

En los últimos años han aparecido diversos fabricantes de VANTS, especialmente del tipo multirotor. Los modelos disponibles se ofrecen con características muy generales, de manera que estos puedan abarcar el mayor porcentaje del mercado. Sin embargo, el punto de operación está definido por el tipo de carga que el usuario final instalará en el VANT. Esto implica que no siempre el VANT trabajará en su punto de operación óptimo, lo que lleva a plantear cual sería el diseño más óptimo para determinado tipo de carga, bajo determinadas condiciones de operación. Para resolver esta interrogante se plantea el siguiente trabajo de tesis, cuyos objetivos se detallan en el siguiente párrafo.

El objetivo general de esta tesis es diseñar un Vehículo Aéreo no Tripulado de cuatro rotores capaz de transportar una carga útil de un kilogramo con un volumen máximo de 20x20x20 cm y en condiciones de viento de hasta 20 km/h. Para lograr esto se propone lo siguiente:

- Hacer una revisión de los tipos de multirotor existentes, destacando las ventajas y desventajas de cada uno.
- Investigar los principios de funcionamiento de las hélices, motores eléctricos y baterías.
- Especificar los requerimientos técnicos para un vehículo aéreo no tripulado de tipo multirotor.

- Crear una base de datos de motores y hélices para multirrotores con datos pertinentes tales como velocidad de rotación, corrientes, potencia, eficiencia y fuerza de empuje.
- Proponer una metodología integral que permite seleccionar el sistema de propulsión del VANT que consta de motores, hélices y baterías.
- Diseñar la estructura mecánica del VANT multirotor con los componentes seleccionados.
- Dibujar los planos de ensamble y fabricación.
- Realizar la estimación de costos y presentarlos en un presupuesto.

Estas tareas específicas serán desarrolladas en los siguientes capítulos. A continuación se describe cada uno de estos:

El capítulo 1 inicia presentando la definición de un vehículo aéreo no tripulado, reseña histórica y aplicaciones. Luego, se hace un enfoque en los VANT multirrotores y las ventajas que presentan frente a otras aeronaves.

El Capítulo 2 muestra la lista de requerimientos para el diseño mecánico que involucra la capacidad de carga, condiciones ambientales de trabajo, dimensiones, peso máximo y costos. Luego, se plantea un concepto preliminar del VANT en base a los requisitos.

En el Capítulo 3 muestra el desarrollo de una metodología que permite seleccionar la combinación más adecuada para el sistema de propulsión del VANT multirotor: hélices, motor y baterías. Una serie de algoritmos utilizan la información de una base de datos elaborada específicamente para esta tesis y en base a los requerimientos de diseño se itera hasta llegar a la condición de convergencia.

El Capítulo 4 está centrado en la selección de componentes del VANT multirotor con la metodología desarrollada en el Capítulo 3. Los valores iniciales se establecen a partir de los requerimientos de diseño y luego son introducidos al algoritmo. En base a los resultados y las restricciones establecidas por el diseño, el programa selecciona los motores, hélices y batería adecuados. Finalmente, se escogen los otros componentes involucrados en el control electrónico y estabilización del VANT.

El Capítulo 5 involucra el diseño mecánico de la estructura que integra, protege y articula los diversos componentes seleccionados en el capítulo anterior. Además, se muestran los cálculos de resistencia, aerodinámica y vibraciones que sustenta la funcionabilidad del cuadricóptero.

Finalmente, en el Capítulo 6 se listan los planos de ensamble y despiece, así como un estimado del costo del diseño y fabricación del VANT.

A través de esta tesis se busca crear un documento de referencia que simplifique la selección de componentes VANTs multirotor y que al mismo tiempo permita estimar la potencia, eficiencia y autonomía de vuelo. De esta manera, el diseñador puede enfocarse en resolver otros problemas teniendo la seguridad de que utiliza la mejor combinación de hélices, motores y baterías disponibles. Posterior a este trabajo, se apunta a crear un programa que pueda ser utilizado por personas no necesariamente familiarizadas con los fundamentos técnicos utilizados en los cálculos.



CAPÍTULO 1

ANTECEDENTES

En este capítulo se empieza definiendo el término vehículo aéreo no tripulado o *Drone*. Luego, se hace una clasificación según el principio de sustentación: de ala fija (aviones) o de ala rotatoria (helicópteros). Se explican las ventajas y desventajas de cada uno. Después, se da una breve reseña del desarrollo de los VANT. Lo que resta del capítulo se centra en los VANT multirotores, en donde se explica su principio de sustentación y control, así como sus ventajas frente al convencional y conocido helicóptero. Finalmente se da a conocer los diversos componentes necesarios para su funcionamiento.

1.1 Vehículos aéreos no tripulados (VANT)

Un “Vehículo Aéreo no tripulado” (VANT) o *Drone* es una aeronave que no lleva tripulantes y que se controla remotamente o de manera autónoma. El rango de tamaños abarca desde aquellas a escala real - similar a las tripuladas - hasta aquellas en miniatura. La propulsión de estos varía según los requerimientos y puede abarcar desde motores diésel, motores a reacción hasta motores eléctricos. Tanto vehículos de ala fija (aviones) como de alas rotatorias (helicópteros) han sido puestos en servicio.

Los VANT en sus inicios se crearon con propósitos militares (Figura 1-1). Sin embargo, el avance de la tecnología, la disminución de costos y el mercado de consumidores aficionados al radio

control han impulsado notablemente su comercialización y usos en el rubro civil. La principal ventaja aparente de los VANT es el potencial de ejecutar una gran variedad de tareas sin poner en riesgo la vida de los pilotos. Por ejemplo, un VANT puede usarse para inspeccionar líneas de alta tensión vivas, tarea que en la actualidad aún se hace utilizando helicópteros tripulados (Jones, 2005). Las aeronaves autónomas tienen también aplicaciones en la minería, industria de la construcción y agricultura, las cuales actualmente no utilizan vehículos tripulados a escala real debido al alto costo

En la actualidad es posible diseñar vehículos aéreos de escala reducida los cuales son muy convenientes debido a su portabilidad y habilidad para trabajar en lugares confinados (Bouabdallah, Samir, 2004). Esto es posible gracias al avance de la miniaturización de sensores utilizando tecnología MEMS, mejores baterías y técnicas de control más sofisticadas.



Figura 1-1: General Atomics MQ-9 Reaper¹

¹ http://en.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-9_Reaper. Drone utilizado por las Fuerzas Aéreas de los EEUU

1.2 Contexto histórico del desarrollo de los VANT².

El desarrollo de los VANT siempre ha ido de la mano con las tecnologías que permitiesen el control y estabilización de estas aeronaves. En los principios del año 1917, Elmer Sperry construyó una aeronave capaz de autoestabilizarse utilizando giroscopios, barómetros y controles accionados por servomotores. Luego de un despegue asistido por una persona, el “*Hewitt-Sperry Automatic Airplane*” era capaz de volar de manera autónoma una distancia de 48 km y lanzar una bolsa de arena en un diámetro de 3.2 km del blanco predeterminado. El primer vuelo totalmente no tripulado se dio en el año 1918 con el “*Curtis-Sperry Flying Bomb*” el cual despegó desde un automóvil en movimiento y recorrió una distancia de 900 m.

El comienzo de la segunda guerra mundial en 1939 renovó el interés en las bombas teledirigidas. Los avances tecnológicos en radiocomunicación, televisión y control giroscópico permitieron producir armas más sofisticadas, pero con resultados mixtos. Los aliados se enfocaron en diseñar bombarderos radio-controlados utilizando video-telemetría por medio de cámaras dispuestas en la punta de la aeronave y la cabina de vuelo. Estos intentos tuvieron poco éxito. Las bombas volantes, específicamente la V-1 (Figura 1-2), tuvieron gran notoriedad debido a su participación en el Blitz sobre Londres. Los V-1 utilizaban un péndulo, giróscopo y barómetro. Un anemómetro colocado en el frente estimaba la distancia recorrida e indicaba el momento para que la bomba cayera. En la práctica, el V-1 era poco preciso; sin embargo, fue responsable de cerca de 6000 víctimas mortales.

Un logro notable luego de la guerra fue el QH-50 Gyrodyne (Figura 1-3), el primer helicóptero no tripulado. Fue desarrollado como un arma antisubmarinos ante un ataque inminente por los años 1950. El QH-50 era piloteado desde los barcos y utilizaba los giroscopios para estabilizarse.

En la actualidad, las aeronaves robóticas combinan modernas computadoras con tecnología originalmente desarrollada para drones militares y misiles crucero. La mejora en los procesadores, sensores micro electro-mecánicos (MEMS) y cámaras han permitido que los VANT se introduzcan en diversas actividades civiles.

² Adaptado de (Pounds, 2007)

The "Flight" drawing of the V1 flying bomb, showing the layout of this simple but dangerous weapon which kept a large section of the ROC at full stretch for several months

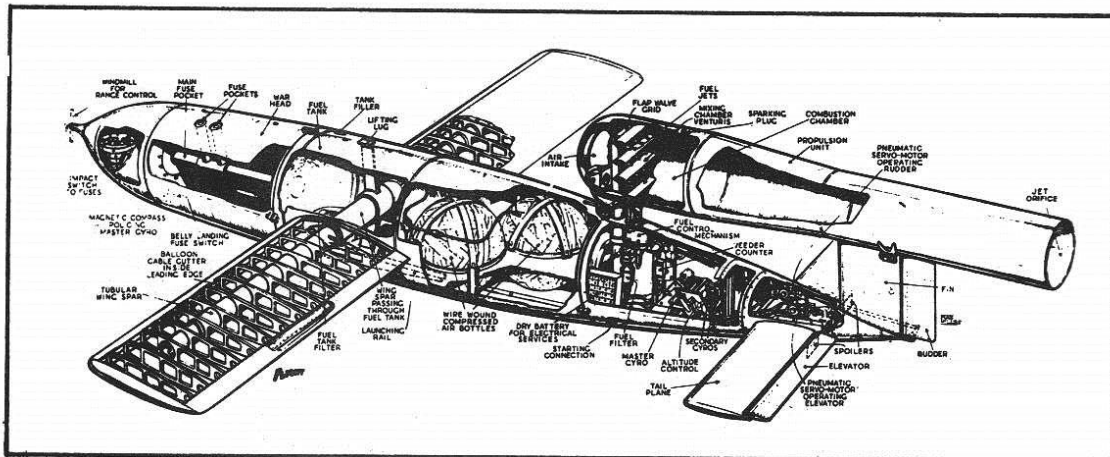


Figura 1-2: V-1 (del alemán Vergeltungswaffe 1). Bomba volante.³



Figura 1-3: QH-50 Gyrodyne

1.3 Principios de sustentación de aeronaves

Las aeronaves se pueden clasificar según su principio de sustentación generalmente en dos grandes grupos. La primera categoría agrupa a los denominados “ala fija”, conocidos comúnmente como aviones. Para generar sustentación se requiere que el aire tenga una velocidad relativa respecto al perfil de las alas, lo cual genera un campo de baja presión en la parte superior y una de alta presión en la parte inferior. Como resultado, se genera una fuerza hacia arriba, denominada fuerza de sustentación (Figura 1-4). La segunda categoría es denominada de ala

³ <http://freespace.virgin.net/richard.wordsmith/roc/EDRWGV1.JPG>

rotatoria, siendo los helicópteros los principales representantes. La rotación de la hélice genera un campo de velocidades en las aspas. El cambio de velocidad sobre los perfiles de las aspas genera una fuerza de sustentación en cada una de estas que sumadas dan una fuerza de sustentación reducidas al eje del rotor (Figura 1-5).

Cada uno de estos principios tiene ventajas y desventajas. Los aviones presentan una mayor eficiencia respecto a la distancia recorrida versus el combustible consumido. Además, son generalmente más rápidos que los helicópteros. Sin embargo, los aviones tienen la principal desventaja de requerir una pista de despegue y aterrizaje preparada, lo cual restringe su versatilidad. En cambio, los helicópteros requieren menos área para el despegue y aterrizaje, la cual no necesariamente tiene que haber sido preparada con anterioridad. Asociado a esto, los helicópteros no requieren un movimiento relativo a tierra para generar sustentación, por lo que pueden mantenerse en un punto fijo en el aire. Esto es fundamental para tareas de inspección o rescate de personas.

Finalmente, se debe mencionar que la elección del tipo de aeronave a utilizar dependerá de la tarea a realizar. En la actualidad, ambos tipos de aeronaves presentan una gran ingeniería desarrollada; por lo que no es preciso decir que una de estas es técnicamente superior a la otra.

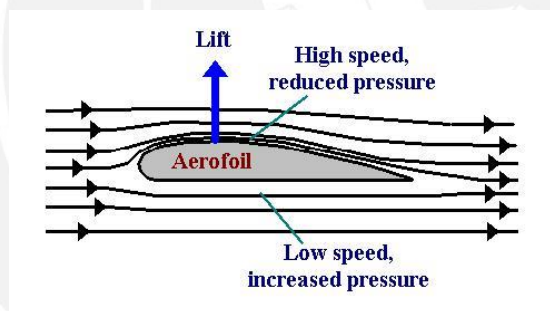


Figura 1-4: Perfil aerodinámico de un ala de avión⁴

⁴ <http://theengineerspulse.blogspot.com/>

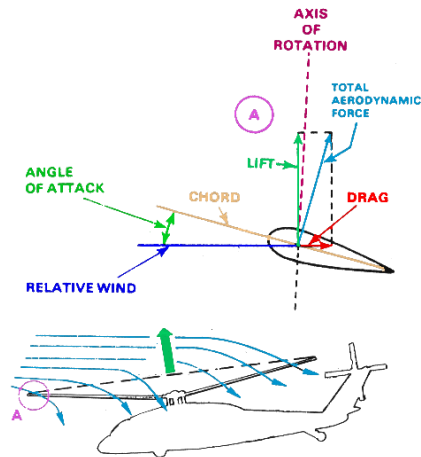


FIGURE 2-87. FORCE VECTORS IN LEVEL POWERED FLIGHT AT HIGH SPEED.

Figura 1-5: Sustentación de un helicóptero⁵

1.4 Vehículo aéreo no tripulado (VANT) de múltiples rotores o multirotor



Figura 1-6: Aeryon Labs SkyRanger⁶

Los multirotores son una clase de VANT propulsado por dos o más alas rotatorias o rotores (Figura 1-6). A diferencia de los helicópteros, los multirotores utilizan por lo general hélices de ángulo de ataque (pitch) fijo⁷. Para explicar los principios de funcionamiento de los multirotores se tomará como ejemplo los cuadricópteros (Figura 1-7), cuyos principios pueden escalarse para a otros VANT de seis, ocho y más rotores de número par. Los cuadricópteros disponen de cuatro motores, generalmente dispuestos simétricamente respecto de un centro geométrico. Dos de estos motores giran en dirección horaria y los otros dos en dirección antihoraria de manera de

⁵ <http://www.copters.com/>

⁶ <http://www.aeryon.com/products/avs/aeryon-skyranger.html>

⁷ M. Cutler del MIT diseñó un cuadricóptero con hélices de ángulo variable. Sin embargo, es un caso aislado y experimental.

contrarrestar el torque (Figura 1-7-b). La velocidad de ascenso vertical está en función de la velocidad angular de los motores. Para desplazar el cuadricóptero hacia adelante, se genera mayor empuje en la parte posterior y menor en la parte delantera. Esto hace que el cuadricóptero se incline y se genere una fuerza resultante hacia adelante (Figura 1-7-a). Para lograr el giro sobre su sitio, se incrementa la velocidad de dos de los motores que giran en una misma dirección y se reduce la velocidad de los otros a fin de que el empuje vertical se mantenga constante, pero se logre un torque que gire el VANT (Figura 1-7-b).

Lo que motiva el uso de los multirotores frente a un helicóptero no tripulado⁸ es la confiabilidad y la portabilidad. Un helicóptero depende de un complejo mecanismo para lograr todos los movimientos. Esto se logra utilizando un plato mecánico el cual gira las palas cíclicamente (Figura 1-8). Los platos son mecanismos complejos que operan a altas velocidades y en un entorno con vibraciones lo cual aumenta la probabilidad de falla si no se da un mantenimiento constante (Pounds, 2007). En cambio, los multirotores al utilizar hélices fijas y generalmente motores eléctricos tienen menor posibilidad de fallar mecánicamente. El mantenimiento es más sencillo y económico, lo cual es un factor fundamental para un uso civil. Para finalizar, la portabilidad es inherente al diseño debido a que no es necesario utilizar hélices de gran tamaño para producir el mismo empuje. Las hélices más pequeñas a su vez aumentan la velocidad de reacción del VANT, debido a una menor inercia de estas.

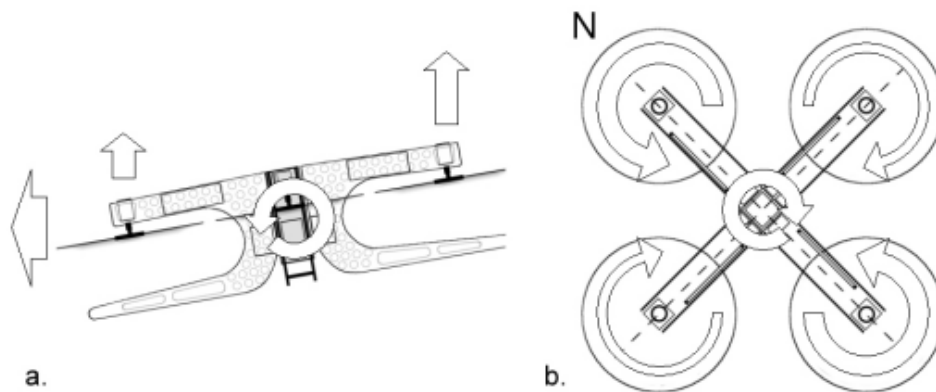


Figura 1-7: Movimiento de un cuadricóptero (Pounds, 2007)

⁸ Yamaha R-max es un helicóptero a escala que funciona a gasolina. Tiene un costo de aproximadamente \$100000 . <http://rmax.yamaha-motor.com.au/>

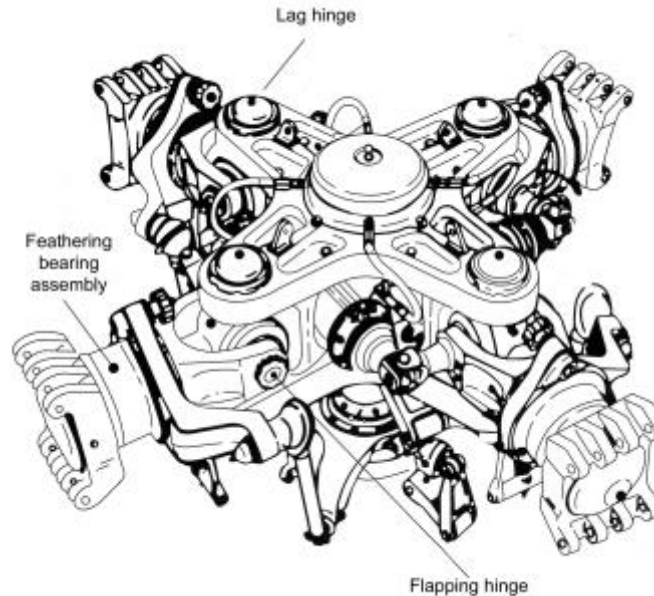


Figura 1-8: Plato de rotor de un helicóptero. (Bramwell, George Done y Balmford, David, 2001)

1.5 Componentes de un multirotor propulsado con motores eléctrico

A continuación describen los principales que componen un multirotor que utiliza motores eléctricos. Los motores eléctricos son una alternativa más convenientes frente a los motores de combustión interna debido a su mayor confiabilidad (menor cantidad de piezas móviles) y su menor mantenimiento.

a) Motor sin escobillas (*Brushless Motor*)

Como su nombre lo indica, un motor sin escobillas (Figura 1-9) se diferencia de sus contrapartes DC por no contar con escobillas de carbono. Al no tener escobillas, se reduce la fricción y por tanto se aumenta la eficiencia. Además, estos motores utilizan imanes de neodimio, una tierra rara que genera campos magnéticos muy fuertes. Esto permite construir motores de alta potencia y bajo peso. La alimentación se da por tres entradas debido a que funcionan como motores trifásicos. Una desventaja de estos motores es la necesidad de un controlador especial (ESC) adicional que controle la fase y frecuencia. La nomenclatura de estos motores se da por cuatro dígitos. Los dos primeros indican la cota nominal del diámetro en milímetros, mientras que los dos dígitos restantes indican la altura, también en milímetros.



Figura 1-9: Motor sin escobillas RCTimer HP4108.⁹

b) *Controlador electrónico de velocidad (ESC)*

El ESC permite controlar la velocidad del motor sin escobillas. Estos motores funcionan con señales alternas trifásicas. El ESC se encarga de convertir la corriente continua de la batería en tres señales alternas desfasadas 120°. La velocidad varía según la frecuencia de la onda. La señal de control es por lo general ancho de pulso modulado (PWM) de 20 ms de muestreo. Algunos sistemas también utilizan comunicación I2C.

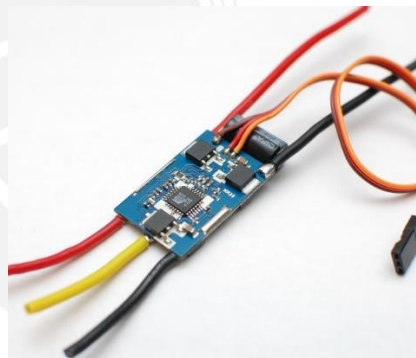


Figura 1-10: Controlador electrónico de velocidad.¹⁰

c) *Hélice*

Las hélices son las que generan el impulso al multirrotor. Estas hélices son fijas, es decir, su ángulo de ataque no varía a diferencia de los helicópteros, lo que permite que sean más robustas, ligeras y fáciles de controlar. Las hélices se clasifican según el diámetro y ángulo de ataque (*pitch*). De manera comercial ambas medidas se dan en pulgadas. El *pitch* no se expresa directamente como

⁹ www.rctimer.com

¹⁰ http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/d/d1/ESC_35A.jpg

un ángulo, sino más bien como el desplazamiento de la hélice en un fluido ideal al dar una revolución (Figura 1-11).

Un ejemplo para ilustrar la nomenclatura comercial de las hélices es el siguiente: Una hélice 1045 indica que el diámetro de esta es 10" y que su pitch es de 4,5".

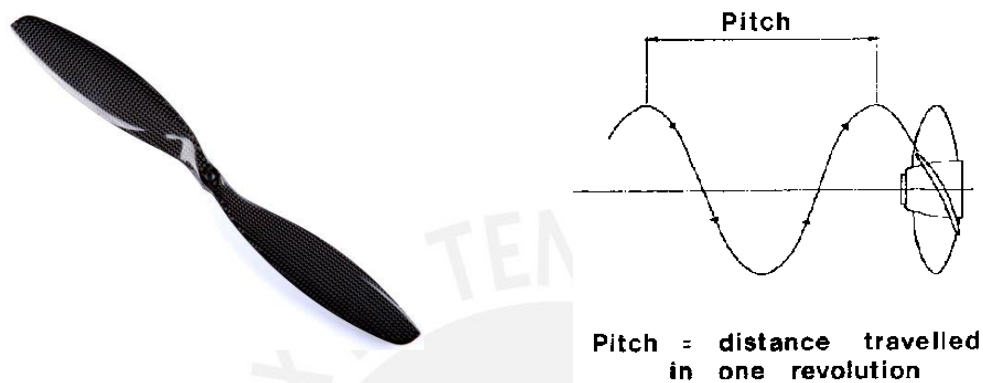


Figura 1-11: Definición de pitch en una hélice.¹¹

d) Unidad de medición inercial (IMU)

La unidad de medición inercial es un dispositivo electrónico que mide la velocidad, orientación y fuerzas gravitatorias utilizando una combinación de sensores como acelerómetros, giróscopos y magnetómetros. Los IMU son usualmente utilizados en vehículos aéreos y satélites. Estos dispositivos son pieza clave de los sistemas de navegación inercial y la navegación por estimación cuando no es posible utilizar el GPS, pero sí se conoce un punto de referencia fijo desde donde se estima la posición en base a la velocidad y distancia recorrida.

e) Controladores de vuelo y autopilotos

Uno de los factores importantes que asegura la estabilidad de los multirrotores son los controladores de vuelo. Una persona no sería capaz de controlar individualmente cada uno de los motores de un multirrotor para siquiera estabilizarlo, ni mucho menos lograr un movimiento definido. Los controladores de vuelo (Figura 1-12) utilizan una unidad de vuelo inercial y un procesador que contiene un algoritmo de control el cual coordina la velocidad de todos los motores en función a un modelo dinámico establecido. De esta manera, el piloto solo tiene que introducir como datos las velocidades en determinada dirección y el controlador se encarga de

¹¹Extraído de www.nzdl.org

calcular la velocidad necesaria en cada motor. También es posible prescindir del piloto humano si el controlador de vuelo es equipado con un GPS. El controlador es programado con un plan de vuelo de manera que el VANT sigue las coordenadas marcadas de forma autónoma y aterriza finalmente en el lugar designado.

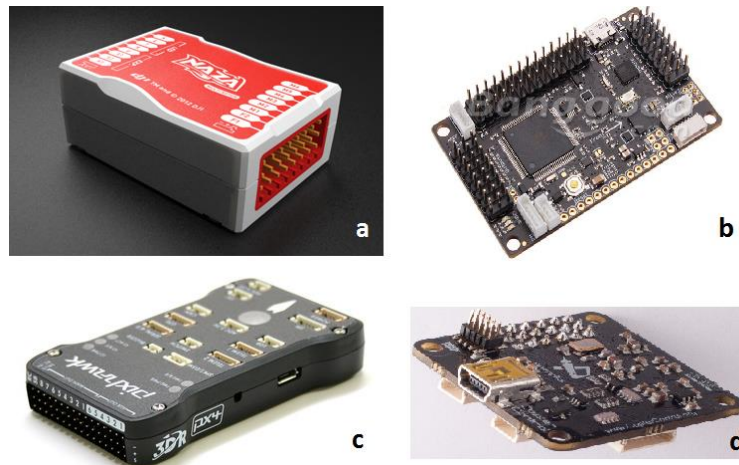


Figura 1-12: Controladores de vuelo comerciales. DJI Naza (a), Ardupilot (b), PixHawk (c), OpenPilot (d)

f) Sistema de control por radio frecuencia

El sistema control remoto consta de dos partes: El control emisor (Figura 1-13) que utiliza el usuario y el receptor (Figura 1-14) que se conecta al Controlador de vuelo. Por lo general, se utiliza la banda de 2.4 Ghz, frecuencia designada para este tipo de control de manera que no genere interferencias con otras señales de radio. Para controlar un multirrotor se requiere al menos cuatro canales, pero para utilizar funciones adicionales suelen utilizarse entre cinco a ocho canales.



Figura 1-13: Transmisor de radio¹²



Figura 1-14: Receptor de radio¹³

g) *Batería de polímero de litio*

Conocidas comúnmente como baterías Lipo (Figura 1-15), son baterías recargables compuestas de células secundarias en serie para aumentar el voltaje. Son utilizadas en robots multirotores debido a su alta densidad energética (menor peso) y gran capacidad de descarga de corriente.



Figura 1-15: Batería de polímero de litio marca Turnigy.¹⁴

¹² <http://rcplanesforbeginners.net/>

¹³ <http://www.mlstatic.com>

¹⁴ http://www.rchelicopterfun.com/images/Turnigy_5000_6S_Batt250pics.gif

CAPÍTULO 2

DISEÑO PRELIMINAR

En este capítulo se empieza con la lista de requerimientos para el diseño del VANT multirrotor, teniendo en cuenta variables como la capacidad de carga, condiciones ambientales estimadas de operación, dimensiones, peso máximo y costos. Cada uno de los requisitos ha sido fundamentado en base a la información extraída de la bibliografía. Luego, se propone un diseño preliminar a fin de estimar el peso de la estructura mecánica, dato fundamental para el cálculo y selección del sistema de propulsión.

2.1 Requerimientos

Se mencionan los diversos requerimientos para el VANT multirrotor fundamentando cada uno de estos desde una perspectiva técnica, funcionalidad, ergonómica y económica.

a) Dimensiones:

El VANT sin las hélices debe caber en un diámetro de 1.5 m. Esto responde a la necesidad de trabajar en espacios confinados de manera menos intrusiva que sus contrapartes tripuladas. Por otro lado, también se responde a la necesidad de portabilidad que permita transportar el VANT en un automóvil.

b) Peso:

Tendrá un peso máximo de 10 kg considerando todos los dispositivos necesarios para la operación del VANT. Estos 10 kg no incluyen el peso extra que el VANT puede cargar. Este límite ha sido establecido para que una sola persona pueda transportarlo con facilidad.

c) Modalidad de vuelo

El VANT debe tener la capacidad de mantenerse en el aire en un punto fijo a fin de poder tomar imágenes o mediciones. Además debe ser capaz de aterrizar y despegar en lugares estrechos sin necesidad de una pista de aterrizaje.

d) Capacidad de carga

El peso máximo de la carga a transportar será máximo de un kilogramo con dimensiones que no excedan los 20x20x20 cm. La carga fue considerada en función al peso promedio de una cámara digital compacta cuyo peso oscila en los 300 g y agregando un factor de seguridad en caso se requieran accesorios adicionales. Otros sensores suelen tener pesos similares e incluso inferiores debido a que las nuevas tecnologías han permitido reducir el tamaño y peso de estos. Las dimensiones máximas responden a una limitación aerodinámica. Un objeto de un gran volumen puede generar excesivo arrastre aerodinámico en el VANT.

e) Autonomía de vuelo

Se espera que la unidad pueda tener una autonomía de vuelo superior a los 15 minutos por recarga de batería. El tiempo se estimó en función al tiempo que demora en subir (2 minutos), tomar mediciones (10 minutos) y regresar de manera segura (2 minutos). Siempre es recomendable tener paquetes de baterías extras para realizar el cambio inmediato y continuar con las operaciones.

f) Replicable

El diseño debe ser replicable, es decir, debe utilizar componentes comercialmente disponibles o cuya fabricación facilite su producción en serie de manera económica.

g) Resistencia a impactos y caídas

El VANT contará con un tren de aterrizaje que podrá soportar un impacto de al menos 20 cm en caída libre (sin asistencia de los motores). Este requerimiento responde al hecho de que en ocasiones el VANT no siempre aterrizará de manera suave debido a las condiciones ambientales adversas. Las otras partes del VANT no contemplan su diseño para resistir impactos, por lo que el usuario debe tomar las precauciones necesarias y manipular con cuidado la unidad.

h) Resistencia mecánica de la estructura

Un VANT multirrotor es una aeronave que trabaja utilizando motores que rotan a alta velocidad. Por tal motivo, este funcionará en permanente vibración. La estructura y sujeciones deben estar preparados para tales condiciones de trabajo

i) Facilidad de acceso de componentes internos

Previo a cada vuelo se requiere acceder al computador de vuelo del VANT a fin de calibrar los sensores y grabar la ruta de vuelo. Por otro lado, las baterías deben ser reemplazadas en cada vuelo. Por tales motivos, es necesario tener un fácil acceso a estos componentes para agilizar los preparativos iniciales previos al despegue.

j) Simplicidad mecánica

Se busca un sistema mecánico el cual sea económico y fácil de mantener. Esto permite tener un sistema más robusto cuyo mantenimiento se realiza en menor tiempo y con menor cantidad de repuestos. Además, el tiempo para capacitar al personal de mantenimiento se reduce.

k) Potencia

Posterior a la finalización de esta tesis, se espera implementar el diseño propuesto. Se ha proyectado que el primer prototipo sea probado en la ciudad de Lima. Por tal motivo, se requiere que el VANT con su carga útil pueda volar en zonas con vientos de hasta 7 m/s (26 km/h) que es la velocidad máxima registrada según el atlas eólico del Perú (Ministerio de Energía y Minas, 2008).

l) Condiciones ambientales

Continuando con el ítem anterior, la ciudad de Lima tiene una temperatura varía entre los 10 – 30 °C a lo largo del año con una humedad relativa cercana al 100%. Por tal motivo, el VANT debe poder operar en ese rango climático, en condiciones sin lluvia o garúa.

m) Estabilidad de vuelo

El VANT debe ser capaz trasladarse de manera fluida y estable, aún en condiciones de viento dentro de los límites de diseño (ítem k).

n) Capacidad de vuelo autónomo (Opcional)

Un VANT tiene una gran variedad de variables de control. Incluso los pilotos experimentados pueden llegar a tener problemas en generar trayectorias definidas cuando existen variaciones en la dirección y velocidad del viento. Por tal motivo, como condición opcional se desea que el sistema sea capaz de volar por trayectorias predefinidas de manera autónoma.

Tabla 2-1: Resumen de los requerimientos para el VANT

Ítem	Requerimiento	Detalle
a	Dimensiones	Longitud máxima: 1.5 m
b	Masa	Peso máximo: 10 kg (sin carga)
c	Modalidad de vuelo	Capaz de posicionarse en una posición fija en el aire. Despegue y aterrizaje en lugares estrechos.
d	Capacidad de carga	Máximo: 1 kg
e	Autonomía de vuelo	Mínimo: 15 min
f	Replicable	Debe utilizar componentes comercialmente disponibles en la medida de los posible
g	Resistencia a impactos y caídas	El tren de aterrizaje debe soportar impactos en caída libre de hasta 20 cm de altura. Los otros componentes no contemplan esta resistencia
h	Resistencia mecánica de la estructura	Contemplar condiciones de vibración permanente
i	Facilidad de acceso de componentes internos	Fácil acceso a la computadora de vuelo y baterías
j	Simplicidad mecánica	Menor costo del VANT en general y menor costo de mantenimiento
k	Potencia de los motores	El VANT con carga útil debe volar en zonas con vientos de hasta 26 km/h
l	Condiciones ambientales	Temperatura: 10 - 30 °C. HR= 100%. Sin lluvia o garua.
m	Estabilidad de vuelo	Estable en condiciones de viento. Capaz de moverse se manera fluida.
n	Capacidad de vuelo autónomo (opcional)	Es deseable que el VANT pueda operar se manera autónoma, sin intervención del piloto.

2.2 Propuestas preliminares de diseño

En esta sección se toman decisiones sobre diversos aspectos en la estructura del VANT. En cada ítem se escoge una alternativa en función a los requerimientos. Los ítems posteriores están influenciados por los anteriores, por lo que han sido ordenados de manera jerárquica en función de su repercusión en el diseño final. Este conjunto de decisiones permite elaborar el diseño preliminar que sirve de base para la ingeniería de detalles, que incluye la selección de los componentes, tales como motores, hélices, baterías y electrónica de control.

a) Número de motores y rotores

Un VANT requiere de por lo menos dos hélices que generen sustentación positiva para ser denominada un multirotor. Los multirótores nacieron como una solución a la gran complejidad mecánica que presenta el rotor en un helicóptero convencional (Figura 1-8).

El primer diseño posible es un Bicóptero (Figura 2-1). Este tipo de diseño requiere de dos motores que generen sustentación, pero además de dos servomotores los cuales orienten los motores para hacer que el VANT se desplace hacia adelante, atrás o gire sobre su centro.

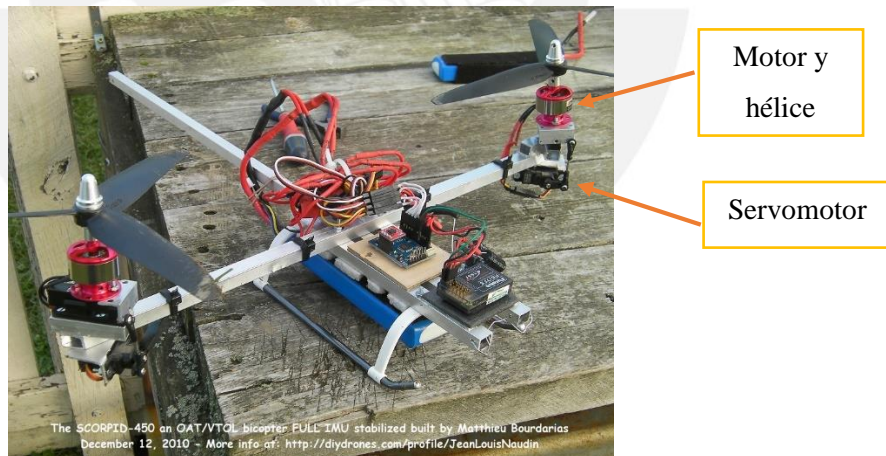


Figura 2-1: Bicóptero

Otro diseño posible es un Tricóptero (Figura 2-2), sin embargo, debido al número impar, estos multirótores requieren que exista una compensación para el torque generado, tal como el rotor de la cola en un helicóptero. Por tal motivo, uno de los tres motores suele estar acoplado a un servomotor el cual orienta este para contrarrestar el torque (Figura 2-3). Este tercer motor orientado consume parte de la energía solo para evitar que el Tricóptero gire sobre su sitio, lo cual

es un factor de ineficiencia. Sin embargo, este diseño tiene la ventaja de tener una respuesta rápida para ejecutar un giro sobre su sitio. Esto es ideal para filmaciones de competencias deportivas.



Figura 2-2: Tricóptero

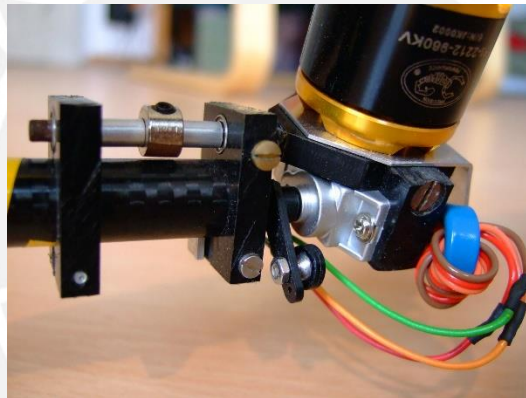


Figura 2-3: Servomotor acoplado de un tricóptero

El siguiente modelo es la configuración más popular, el cuadricóptero con cuatro motores. El número par de motores permite generar un torque neto nulo, por lo que no es necesario tener un motor que genere un impulso para compensarlo. No se requiere servomotores para orientar las hélices, debido a que los cuatro motores son suficientes para lograr los movimientos necesarios. Esto a su vez permite un diseño mecánicamente más robusto debido a la menor cantidad de uniones móviles.



Figura 2-4: Cuadricóptero¹⁵

Otras configuraciones populares son los hexacópteros y los octocópteros con seis y ocho motores respectivamente. En los hexacópteros se pueden encontrar dos formatos: el tradicional (Figura 2-5) donde todos los rotores se encuentran en el mismo plano y los de configuración Y6 (Figura 2-6) donde cada par de motores se encuentra de manera colineal. Las ventajas de los hexacópteros frente a los modelos anteriores son, para una misma potencia, el tamaño más compacto y la redundancia a prueba de errores. Si uno de los motores falla, los restantes pueden permitir aterrizar con seguridad el VANT o inclusive terminar la misión asignada. Por otro lado, la configuración Y6 logra más potencia en un menor espacio que el formato tradicional. Sin embargo, la eficiencia aerodinámica de los rotores disminuye en esta configuración debido a que los rotores interfieren el flujo de aire entre sí.



Figura 2-5: Hexacóptero DJI



Figura 2-6: Hexacóptero Y6

¹⁵ <http://store.3drobotics.com/products/IRIS>

Los Octocópteros tienen principios similares a los hexacópteros, solo que cuentan con mayor potencia por unidad de área ocupada. En la Figura 2-7 se observa la configuración tradicional y en la Figura 2-8 la versión X8 con motores en pares colineales.



Figura 2-7: Octocóptero DJI



Figura 2-8: Octocóptero X8

Tabla 2-2: Tabla resumen - Pros/Contras de números de motores

Número de motores	Ventajas	Desventajas ¹⁶	Menor eficiencia aerodinámica
1	La mayor eficiencia aerodinámica.	Mecanismo de palas complejo y costoso.	
2	El mecanismo de control es más simple que en un helicóptero	La estructura con servos tiene parte móviles susceptibles a fallas.	
4	No requiere de mecanismos móviles para el control. Solo se requiere modificar la velocidad individual de cada motor.	No tiene redundancia a fallas. Autonomía intermedia.	
6	Sistema de control similar al anterior. Al tener más motores es más estable ante perturbaciones. Mayor potencia en menor espacio. Provee redundancia a errores	Menor autonomía. Requiere una estructura costosa.	
8	Alta resistencia a perturbaciones y redundancia a errores. Gran potencia por espacio ocupado.	Alto consumo de energía. Baja autonomía de vuelo. Requiere una estructura más costosa.	

Para cumplir con los requerimientos de diseño se debe lograr un equilibrio entre la complejidad del mecanismo de control y la autonomía de vuelo. De las alternativas mostradas, el cuadricóptero tiene las cualidades más equilibradas. Por otro lado, si bien la falla de uno de estos motores ocasionaría la pérdida de control del VANT, los motores eléctricos con el adecuado mantenimiento tienen un funcionamiento muy robusto y predecible, lo cual reduce significativamente la ocurrencia de fallas por motivo de los motores.

¹⁶ Detalles de la aerodinámica en el Anexo 4

b) Geometría del cuadro para el cuadricóptero

Luego de seleccionar el número de motores, el siguiente paso consiste en definir una estructura (chasis) que aloje a estos motores y demás componentes. La Figura 2-9 (a) muestra una configuración simétrica respecto al centro geométrico. Los cuatro brazos se proyectan hacia el centro geométrico, y son unidos unos a otros mediante soldadura o una placa (cartela) a la cual los brazos son atornillados, pegados o soldados. La Figura 2-9(b) se muestra la configuración tipo H, en la que dos perfiles sujetan un motor en cada extremo. Ambos perfiles se sujetan de forma paralela entre sí mediante una estructura central rígida. Este diseño es más rígido que el primero, sin embargo requiere mayor material para lograr la misma distribución geométrica. Un tercer diseño Figura 2-9(c) muestra un marco cuadrado, que puede servir para aumentar la rigidez de las estructuras anteriores, mas no es útil por si sola. De estas configuraciones se escoge la primera debido a que requiere la menor cantidad de material y posee una configuración doblemente simétrica que contribuye a obtener un control más estable.

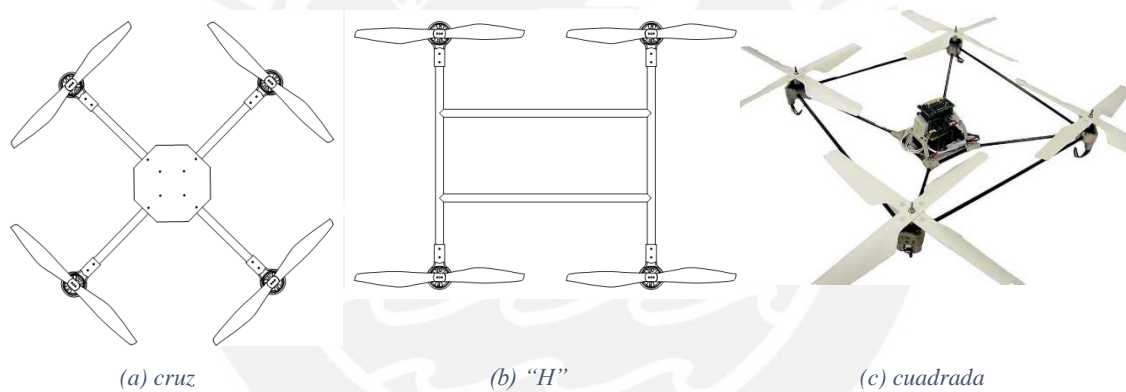


Figura 2-9: Tipos de configuraciones para la estructura

c) Tipo de perfil para los brazos

La elección del perfil (sección transversal) de los brazos se determina principalmente por tres factores: rigidez, peso y aerodinámica. La rigidez y el peso están asociados directamente por el factor de forma y el material. Existen diversos materiales ligeros y resistentes como los composites (fibra de carbono o fibra de vidrio) y aleaciones metálicas (magnesio o aluminio). En este diseño se utilizará el aluminio debido a la disponibilidad de perfiles en el mercado local y un menor precio comparado a los composites. Por otro lado, la forma del perfil (Figura 2-10) es la que determina la rigidez y aerodinámica del brazo. En base al Anexo 5, puede notarse que el perfil redondo tiene el menor coeficiente de arrastre aerodinámico, lo cual permite minimizar las pérdidas de potencia. La rigidez requerida se puede lograr definiendo el diámetro y espesor del tubo.

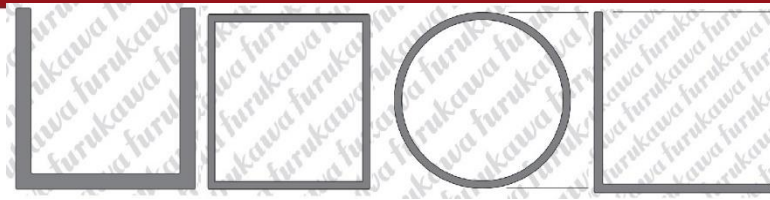


Figura 2-10: Tipos de perfiles estructurales¹⁷

d) *Sujeción al cuerpo central*

El diseño también considera la forma de unión de los perfiles de los brazos entre sí para formar un armazón rígido. La Figura 2-11 muestra una de las forma más simples, la unión del brazo a dos placas mediante tuercas y pernos. En este caso, el mayor inconveniente es la escasa superficie de contacto entre el tubo y las placas (punto de tangencia). Las Figura 2-12 y Figura 2-13 utilizan una pieza adicional que permite una mejor sujeción del tubo a la estructura. Esta pieza adicional aumenta el costo del producto y el peso total del VANT. Finalmente, la Figura 2-14 es un diseño integrado y optimizado en donde el cuerpo es de una sola pieza que integra los brazos y la estructura central. Esta clase de diseño es el más costoso y sólo justifica su precio cuando se realiza en grandes cantidades. De las alternativas, se seleccionó la abrazadera de la Figura 2-12 debido a que asegura una buena sujeción entre las piezas.

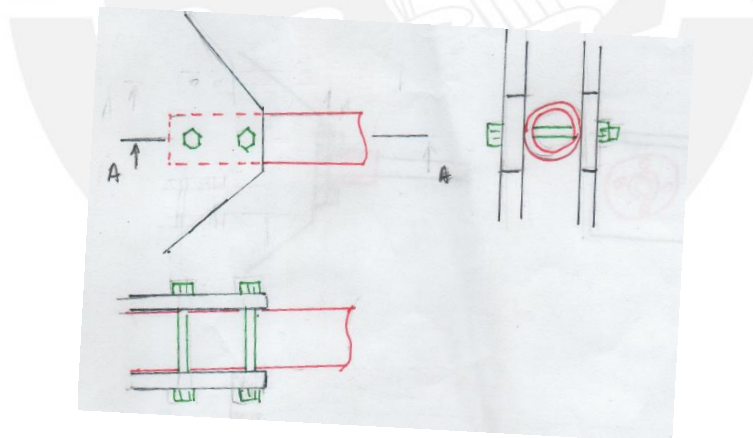


Figura 2-11: Tubo tangente a dos planchas y atornillado

¹⁷ Catálogos de Aluminios PFK – Corporación Furukawa

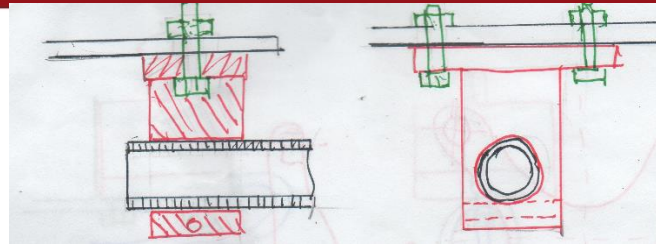


Figura 2-12: Tubo con abrazadera unido a plancha

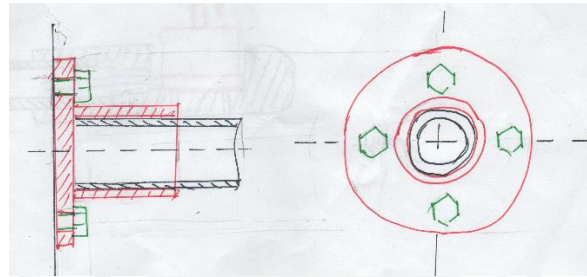


Figura 2-13: Sujeción mediante empalme



Figura 2-14: Cuerpo monocasco¹⁸

e) Sujeción del motor

Se muestran tres posibles soluciones para sujetar el motor al extremo del tubo. La primera (Figura 2-15) es una proposición válida, pero no muy estable. La segunda opción (Figura 2-16) utiliza una abrazadera al tubo y proporciona una superficie plana para colocar el motor. El único inconveniente es la exposición de los cables al exterior. La tercera opción (Figura 2-17) implica fabricar una pieza que pueda sostenerse en el tubo y tenga una saliente para instalar el motor, por

¹⁸ DJI Phantom 2

lo que los cables no son expuestos. La elección se resume entre la segunda y tercera propuesta, dado que ambas cumplen con los requerimientos. Sin embargo, se decide utilizar la segunda alternativa (Figura 2-16) debido a su menor costo.

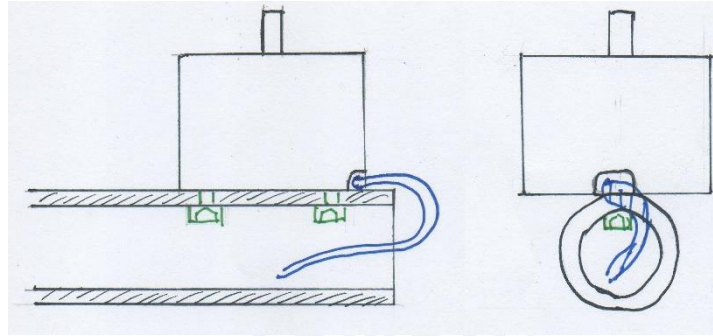


Figura 2-15: Sujeción directa al tubo

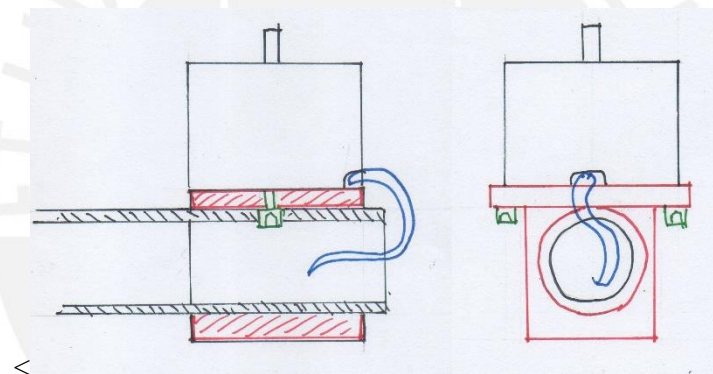


Figura 2-16: Sujeción con abrazadera

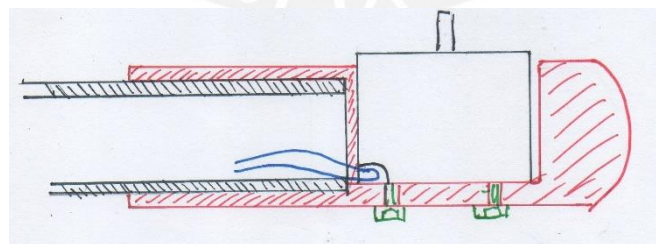


Figura 2-17: Mediante un componente integral de una sola pieza.

f) Posición del motor

El hecho que el motor esté sujeto hacia arriba o abajo no afecta su funcionamiento mecánico. Sin embargo, en condiciones de lluvia la sujeción superior puede proteger al motor, siempre que esta

no tenga agujeros que permitan el paso del agua. Para que esto se cumpla, el motor debe estar diseñado para refrigerarse sin necesidad de un flujo de aire que pase por el interior, lo cual no es común. Además, esta configuración también implica que la hélice está más cerca del suelo, lo que aumenta las probabilidades de daños en caso de un mal aterrizaje. Debido a que los requerimientos de diseño no indican que la operación del VANT se realizará bajo lluvia, se escoge la configuración con sujeción inferior de los motores debido a que coloca las hélices en una posición más elevada. Por otro lado, también facilita el ensamble de las hélices con los motores.

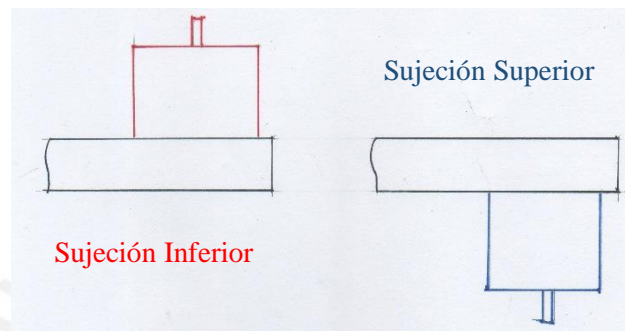


Figura 2-18: Orientación del motor

g) *Ubicación de las baterías.*

Las baterías representan alrededor del 30-40% del peso total del VANT, generalmente. Por lo tanto, su posición en el cuadricóptero es crítica ya que esto define la localización del centro de gravedad, crítico para la estabilidad del control. En la Figura 2-19 se aprecia la posición de las baterías encima (a), en medio (b) y por debajo del chasis (c). La configuración (b) permite lograr la menor inercia; sin embargo es difícil posicionar las baterías. Las configuraciones (a) y (c) son básicamente iguales desde la perspectiva dinámica. Se escoge la alternativa (a) dado que facilita el montaje y cambio de las baterías.

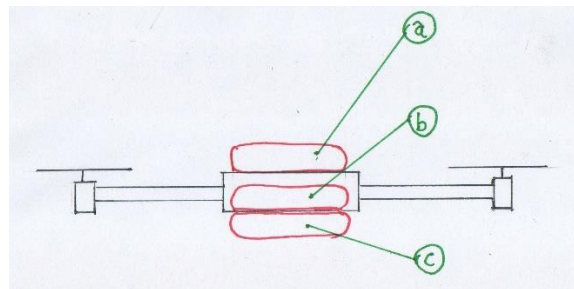


Figura 2-19: Posición de las baterías respecto al VANT

h) Tren de aterrizaje

La función del tren de aterrizaje es proporcionar soporte al VANT al momento de despegue y absorber las cargas de impacto al momento de aterrizar. La Figura 2-20 muestra un concepto simple donde se utiliza una espuma como amortiguador. El inconveniente es que la espuma se deteriora rápidamente y que además ocupa mucho volumen, lo cual aumenta el arrastre aerodinámico. Un segundo concepto (Figura 2-21) muestra un tren de aterrizaje rígido, el cual es útil cuando se busca proteger equipos colocados en la parte inferior del VANT, dado que la estructura no se deforma - lo que ocasionaría que el equipo llegue a impactar en el piso). Finalmente, en la Figura 2-22 se muestra un tren de aterrizaje con amortiguación. Su comportamiento varía según la velocidad del impacto, siendo más rígido a altas velocidades de descenso. Es el sistema más efectivo para un tren de aterrizaje con los inconvenientes de un mayor peso y costo. De las tres alternativas, se escoge el tren de aterrizaje rígido. El impacto puede ser disminuido significativamente con un correcto aterrizaje, que puede ser automatizado en el controlador de vuelo.

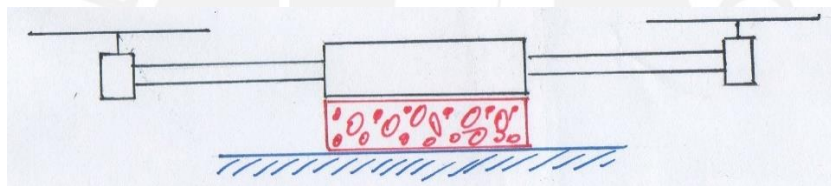


Figura 2-20: Tren de aterrizaje de espuma

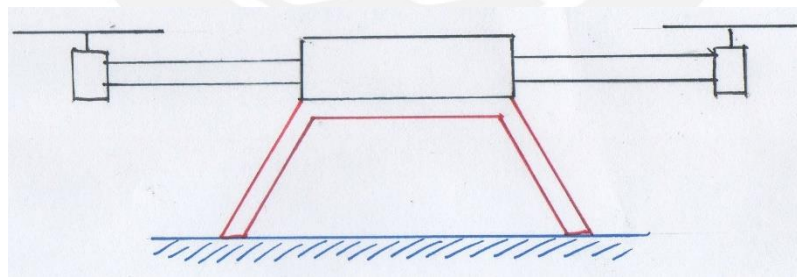


Figura 2-21: Tren de aterrizaje rígido

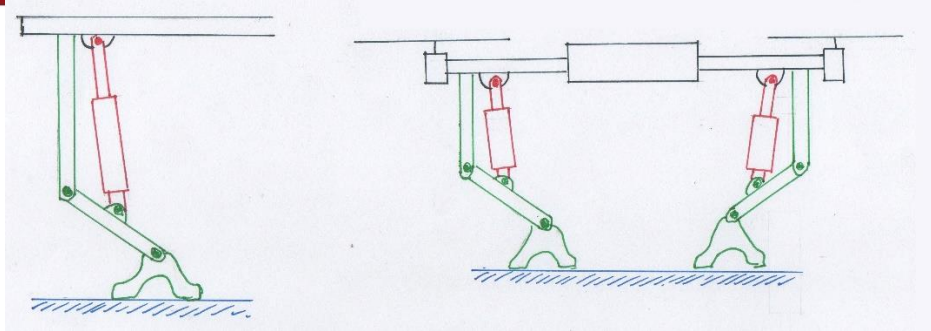


Figura 2-22: Tren de aterrizaje con amortiguación

2.3 Diseño conceptual

El diseño conceptual (Figura 2-23) reúne las decisiones del acápite anterior y tiene como principal objetivo ser la línea base del diseño definitivo. Este debe expresar la disposición geométrica de las partes y el peso estimado de la estructura para fines de los cálculos del sistema de potencia.

En base a la Tabla 2-1, los requerimientos (a), (c) y (d) son resueltos por un sistema VTOL (vertical take-off and landing) como un helicóptero, los cuales son capaces de despegar verticalmente y posicionarse en un punto fijo en el aire. Además utilizan un diseño compacto que les permite elevar grandes cargas sin la necesidad de tener una gran área de sustentación como en el caso de las alas en los aviones.

Los requerimiento (b), (d), (e) y (k) son básicamente restricciones de diseño las cuales deben ser resueltas mediante optimización en la selección de componentes del sistema de propulsión. Sobre estas restricciones de diseño se aplican las condiciones (f) y (j) referentes a factores técnico-económicos. Esto lleva a restringir la solución a un sistema multirotor de cuatro hélices o cuadricóptero. Los cuadricópteros permiten gran estabilidad y flexibilidad de vuelo con una eficiencia aceptable y sin la complejidad del mecanismo de un helicóptero, tal como se mencionó en el capítulo anterior.

Finalmente, los requerimientos (g), (h) y (l) están relacionados a factores de materiales y ergonomía de diseño. Para hacer un diseño resistente a impactos y vibraciones este debe contener la mínima cantidad de componentes sin complicar el diseño o elevar los costos de fabricación. En el caso necesario de las uniones, debe cuidarse que éstas sean resistentes a las vibraciones, de manera que no se aflojen durante el funcionamiento del VANT. El requerimiento (l) está directamente relacionado con la protección de los componentes hacia el medio ambiente, siendo los más vulnerables los motores y la electrónica de control.

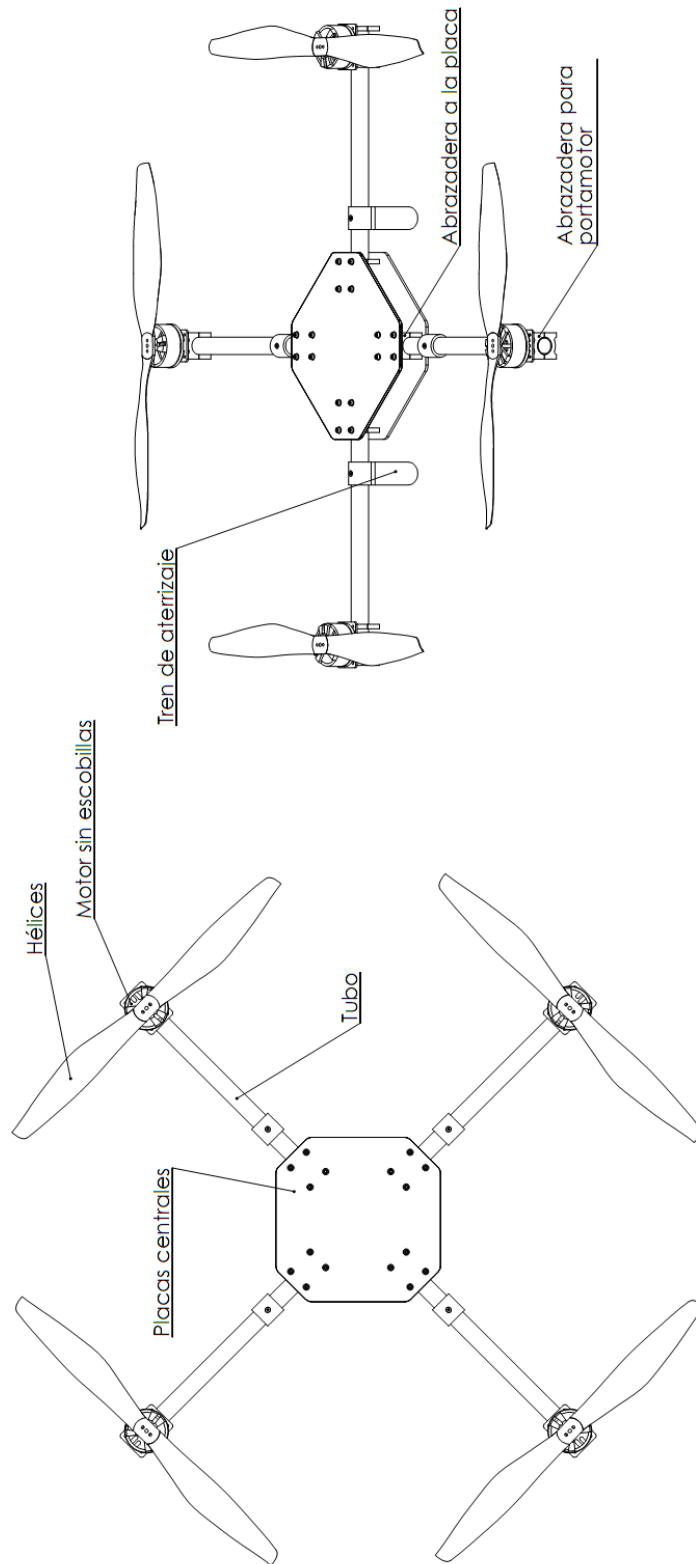


Figura 2-23: Diseño preliminar del cuadricóptero

2.4 Partes de la estructura del cuadricóptero

A continuación se detalla de manera general los componentes de la parte estructural (Figura 2-23) – no se consideran los componentes electrónicos ni baterías. Los motores y hélices se muestran sólo de manera referencial.

a) *Porta motor*

Comenzando desde el exterior, se encuentran los brazos del VANT. Cada brazo tiene la función de sujetar al motor a una distancia predeterminada del centro. Como se muestra en la Figura 2-24, hay una pieza especialmente diseñada para sujetar al motor, la cual se ha denominado “porta motor”. Esta provee los agujeros y ranuras necesarias para poder fijar el motor y sujetarse al tubo del brazo. Además, debe permitir la circulación de aire para la refrigeración del mismo.

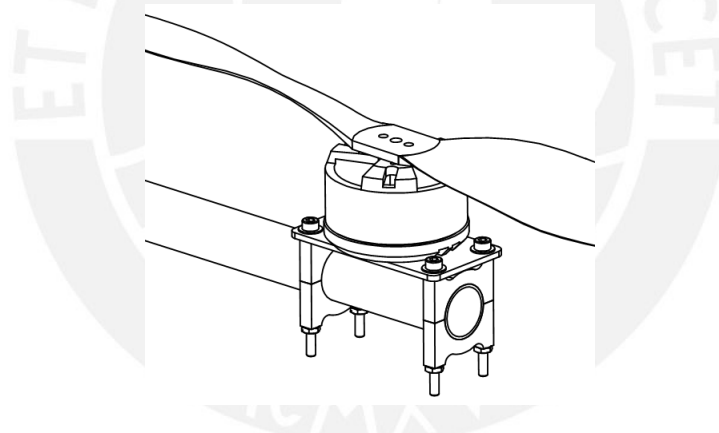


Figura 2-24 Diseño preliminar de porta motores

b) *Perfil o tubo del brazo*

Luego se encuentra el tubo o perfil que sostiene al porta motor (Figura 2-25). Esta estructura funciona como una viga en voladizo. Debe tener como características ser lo más ligera posible (como todos los componentes del VANT), resistir las cargas dinámicas y ser lo menos intrusiva al flujo de aire generado por las hélices (menor área y perfil aerodinámico – Anexo 4). Por este motivo, se ha escogido un tubo, el cual tiene un perfil circular el cual tiene un buen comportamiento aerodinámico. Además, este tipo de tubo en aluminio es comercial, económico y fácil de trabajar.

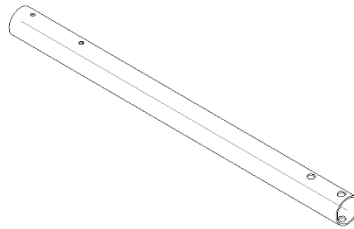


Figura 2-25: Tubo de aluminio para brazo

c) *Placa central*

La placa central (Figura 2-26) tiene la función de unir los cuatro tubos y mantenerlos fijo respecto al centro geométrico. Además, sirve como superficie para colocar los componentes electrónicos, las baterías y los accesorios para realizar trabajos específicos. El material escogido es composite de fibra de carbono, debido a su gran relación de resistencia-peso, ideal para aplicaciones en aviación.

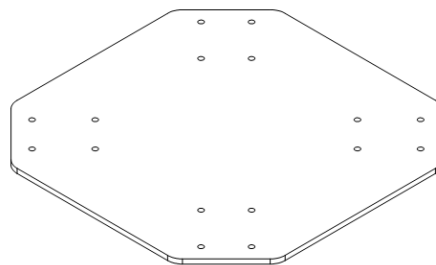


Figura 2-26: Placa central de PVC

d) *Tren de aterrizaje*

La función del tren de aterrizaje (Figura 2-27) es proporcionar una estructura que soporte al cuadricóptero en el antes del despegue y sobre todo en el aterrizaje. Es deseable que este tenga la capacidad de absorber la energía del impacto al aterrizar a fin de que estos no se transmitan a los otros componentes del VANT.

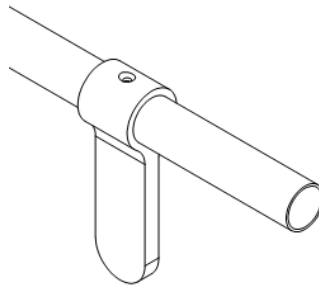


Figura 2-27: Tren de aterrizaje con perfiles de aluminio

2.5 Estimación del peso de la estructura, electrónica y cableado

En el cálculo de los componentes del sistema de propulsión – motores, hélices y baterías – es necesario tener un peso estimado de todos los demás componentes.

El peso de cada componente se calcula con el volumen y densidad. Los componentes electrónicos son ligeros, pero aun así se les dará un valor significativo estimado. El peso cableado será estimado en base a la longitud de los brazos y el peso lineal de estos.

Tabla 2-3: Peso de componentes - Diseño preliminar

Componente	Material	Cantidad	Peso individual (g)	Peso subtotal (g)
Porta motor	Aluminio/ Composite	4	30	120
Tubos	Aluminio	4	46	164
Placa central	Composite	2	108	216
Tren de aterrizaje	ABS	4	17	68
Cableado (3 por brazo)	Multifilar 14 AWG	12	10.8	129.6
Componentes electrónicos	Varios	1	350	350
Total				1047

Debido a que esta es una primera aproximación del peso, se le dará un margen extra del 50% para anticipar algún cambio. Esto da un peso estimado de 1,6 kg para el VANT sin incluir motores, baterías

y la carga útil a transportar. El diseño final tendrá variaciones en función de los cálculos del sistema de propulsión.



CAPÍTULO 3

METODOLOGÍA PARA SELECCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

En este capítulo se presenta una propuesta de metodología propia para el dimensionamiento del sistema de propulsión del multirrotor que comprende las hélices, los motores y las baterías (Figura 3-1 y Figura 3-2). El primer paso consiste en establecer los valores iniciales los cuales constan de un peso estimado de la estructura, peso de la carga útil, limitaciones geométricas y tiempo de vuelo. El segundo paso consiste en seleccionar un conjunto de motores y hélices que se ajusten a la descripción de los datos ingresados. De esta lista se elige el conjunto de mayor eficiencia. Estos datos son ingresados a un segundo algoritmo que calcula la capacidad adecuada para la batería. De aquí se obtiene un tiempo estimado de vuelo y un nuevo peso de batería. Luego se reinicia la tarea con los datos del peso actualizados hasta finalmente converger. La convergencia se establece cuando el conjunto de motor y hélice se repiten en dos iteraciones consecutivas. Finalmente, con estos datos se procede al diseño final del VANT.

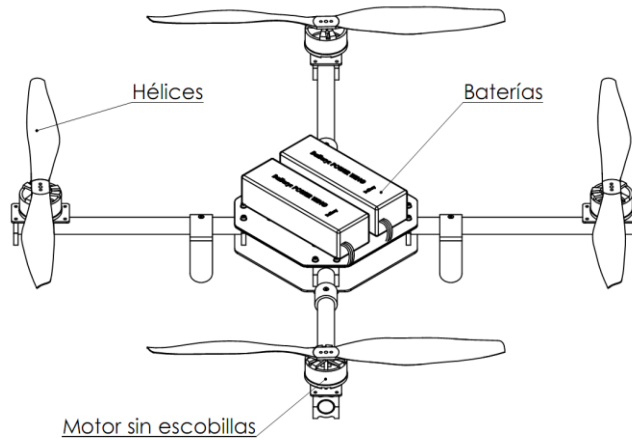


Figura 3-1: Componentes del sistema de propulsión en un cuadricóptero

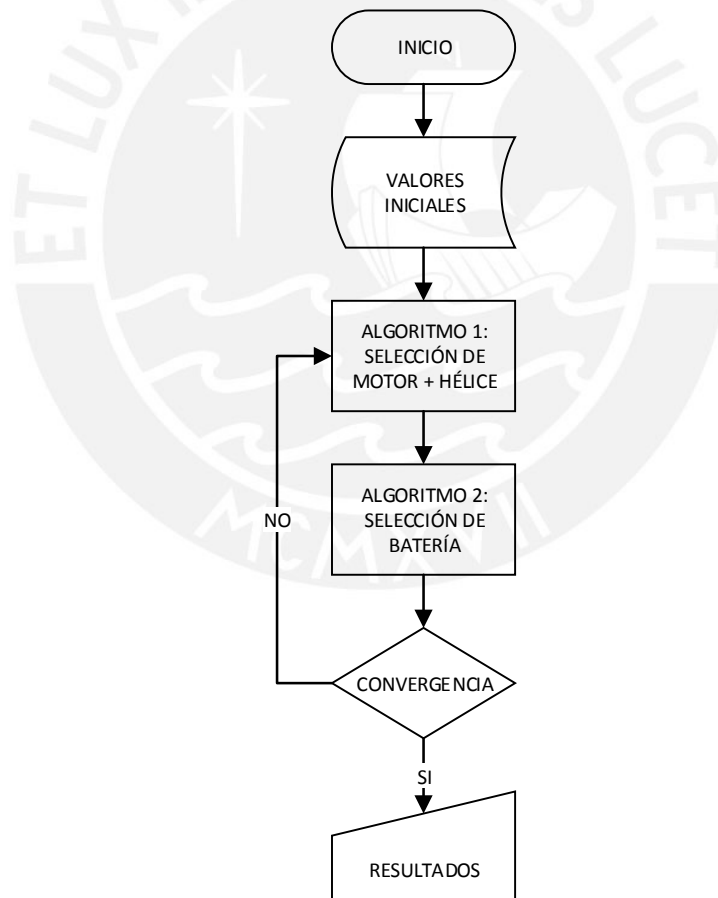


Figura 3-2: Diagrama de bloques del algoritmo de selección del sistema de propulsión

3.1 Metodología para la selección de motores y hélices

Al rotor una hélice se genera una fuerza en cada uno de las aspas de esta. Esta fuerza puede descomponerse en una componente de empuje paralela al eje axial y una componente tangencial a la trayectoria de la hélice (Figura 3-3). La primera genera el empuje necesario para elevar y mover el VANT, mientras que la segunda genera un momento en el motor (Figura 3-4). Conforme se incrementa la velocidad de rotación se incrementa el empuje, pero también el torque sobre el motor. Este incremento de torque aumenta exponencialmente debido a que a mayores velocidades se incrementan las pérdidas producto de las turbulencias en las aspas de la hélice. Para la selección de un motor y hélice se requiere conocer el comportamiento del empuje, la corriente y la potencia respecto de la velocidad de rotación. Esto permite calcular la eficiencia en cada punto para así seleccionar la mejor alternativa.

Los fabricantes de motores sin escobillas para multirotores ponen a disposición de los clientes tablas de ensayos de sus motores acoplados de diversas hélices y conectados a diversos voltajes dentro de su rango de trabajo. Para esta tesis se ha seleccionado al fabricante RC Tiger Motors el cual es reconocido como uno de los mejores fabricantes de motores sin escobillas. De su página web se obtuvo información de los ensayos de 36 motores sin escobillas diseñados específicamente para aplicaciones en multirotores. A partir de estos datos se construyó una base de datos donde se muestra el modelo del motores, dimensiones de la hélice acoplada, voltaje de trabajo, ciclo de trabajo, corriente, potencia, empuje generado, temperatura de trabajo y peso del motor.

Se ingresa al algoritmo estableciendo el empuje estimado del motor (calculado dividiendo el peso del VANT entre el número de motores), tamaño máximo de hélice (establecido por restricciones geométricas del diseño), máximo porcentaje de ciclo de trabajo (esto se establece como un margen de seguridad de manera que el motor no trabaja siempre al 100% de carga) y la eficiencia mínima. Con estos datos se filtra la base de datos y finalmente se selecciona el conjunto más eficiente de la lista. El diagrama de bloques del algoritmo se encuentra en la Figura 3-5.

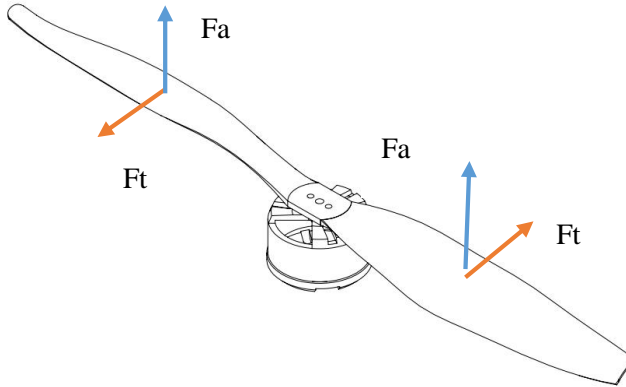


Figura 3-3: Fuerzas en las hélices

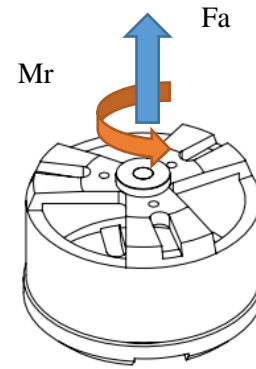


Figura 3-4: Fuerzas y momentos en el motor

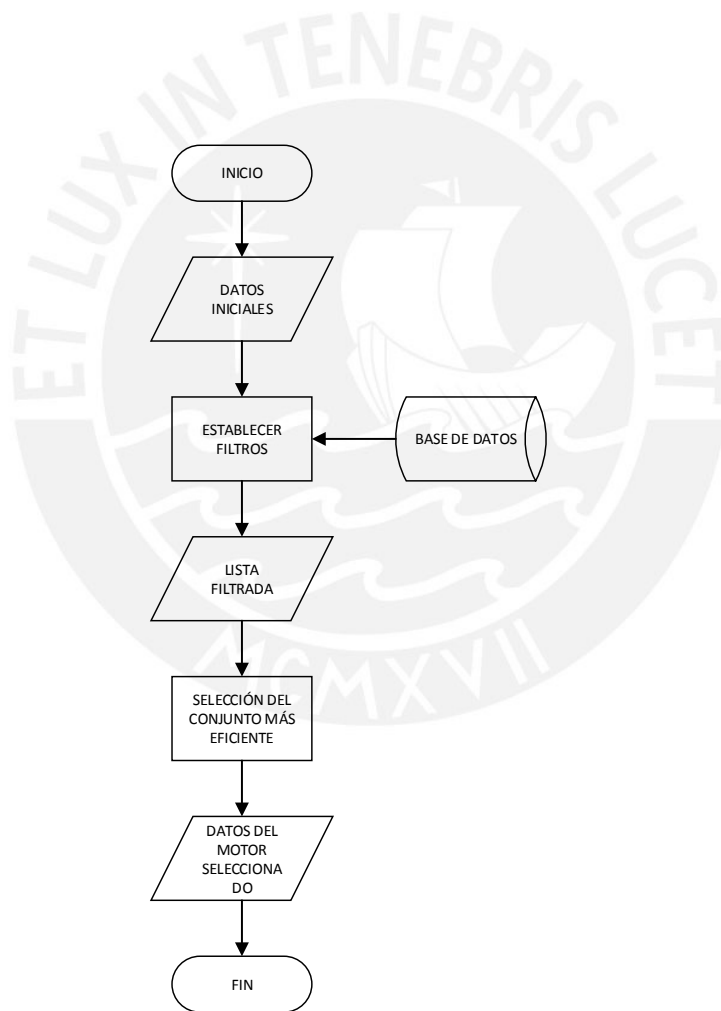


Figura 3-5: Diagrama de bloques del algoritmo de selección de motor y hélice

3.2 Metodología para la selección de baterías

En los VANT multirrotor se utilizan baterías de litio-polímero debido a su alta energía específica (Anexo 3). Las baterías Lipo se clasifican según el voltaje, capacidad en mili Amperio-hora (mAh) y corriente máxima de descarga. Este tipo de batería se construyen uniendo celdas en serie o paralelo para así aumentar tanto el voltaje como la capacidad.

Existe una serie de datos preliminares a obtener previos al cálculo de las baterías. El primer dato es la relación entre la corriente consumida y el empuje generado por el motor. A partir de la curva (Figura 3-6) se hace un ajuste por mínimos cuadrados para obtener la curva polinómica que identifica al motor. En este ejemplo se encuentra una curva de comportamiento cuadrático. Lo siguiente es obtener el valor de la energía específica para una batería Lipo. Esto se calcula promediando densidades energéticas de baterías Lipo de diversa capacidad y voltaje (Anexo 3). Se halló que la energía específica promedio es de 108 Wh/kg para la marca Turnigy modelo nanotech.

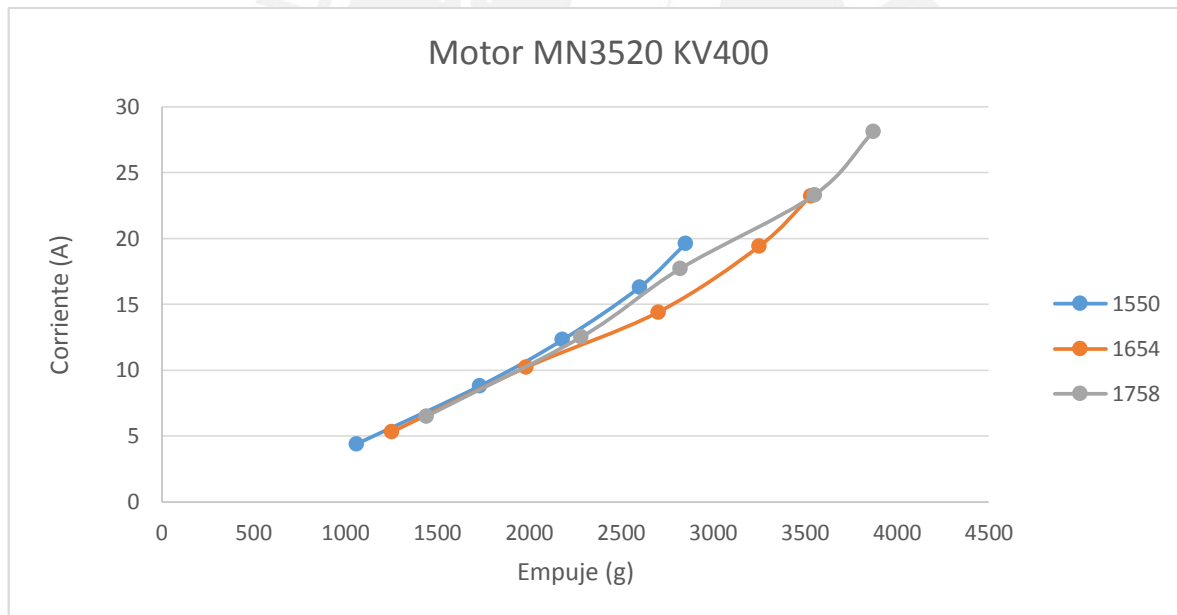


Figura 3-6: Corriente vs Empuje para el Motor 3508 kv380

La intuición podría indicar que una batería de mayor capacidad podría ofrecer mayor tiempo de vuelo. Sin embargo, debe considerarse que una batería de mayor capacidad implica que los motores deben elevar un mayor peso. Por lo tanto, debe calcularse el punto óptimo donde se logre la mayor autonomía de vuelo con las restricciones de corriente máxima admitida por el motor.

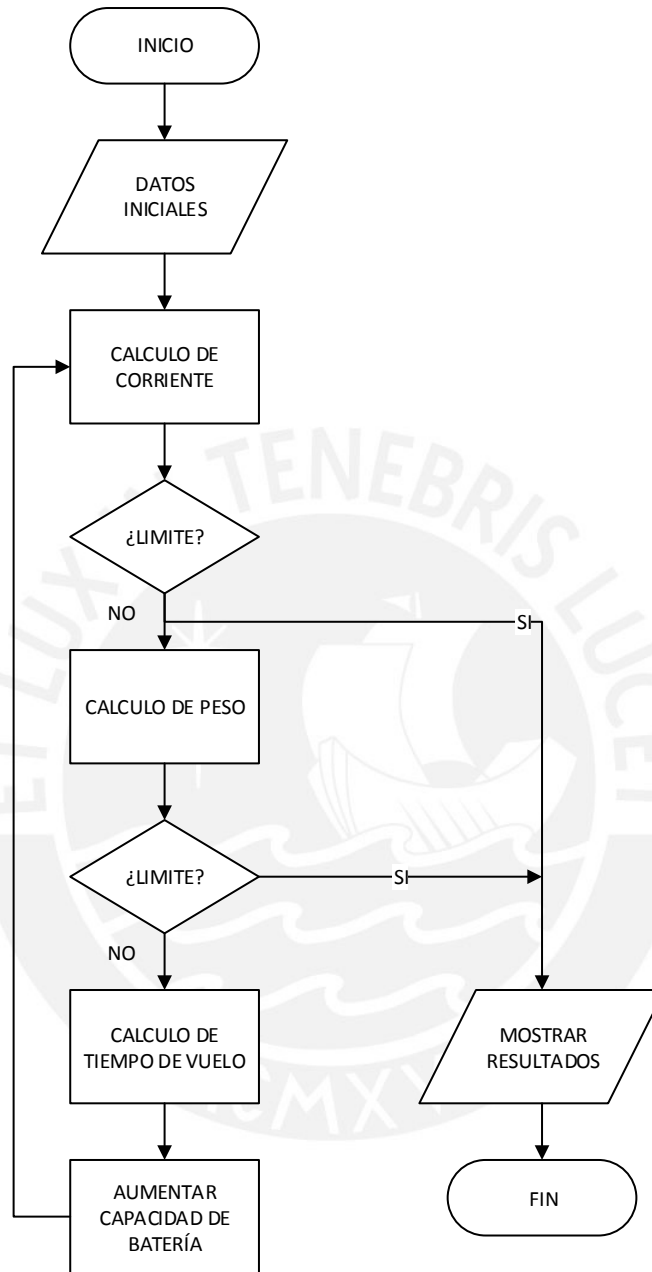


Figura 3-7: Algoritmo de selección de baterías

En la Figura 3-7 se aprecia el algoritmo de selección. Los datos iniciales a ingresar son: el modelo matemático de la corriente versus el empuje (Figura 3-6), energía específica del tipo de batería, el peso del VANT sin las baterías, límite de corriente el motor y límite de peso total.

El programa calcula en cada iteración la corriente, peso total del VANT y tiempo de vuelo estimado. Si en algún punto se llega uno de los valores límite, el programa se detiene y arroja los datos hasta ese momento. La corriente se calcula en base al modelo matemático ingresado y el peso del VANT, el cual varía en cada iteración. El peso de las baterías es calculado en función de su voltaje y capacidad en Ah con la (3-1).

$$Peso_{bat} = \frac{C \times V}{\rho} \times 1000 \text{ (g)} \quad (3-1)$$

donde C es la capacidad de la batería en Ah, V el voltaje de la batería y ρ es la energía específica en $\frac{Wh}{kg}$.

Con esto se puede establecer el peso total:

$$Peso_{total} = Estructura + Motores + Electrónica + Peso_{bat} + carga \text{ útil} \quad (3-2)$$

Una acotación importante es que la variable *Motores* cambia en cada iteración según lo explicado en la sección anterior. Tanto el peso de la estructura, la electrónica y la electrónica pueden considerarse constantes.

A partir de esto se simula el tiempo de vuelo en función de la capacidad de la batería con la siguiente fórmula:

$$t(P) = \frac{C \times 60}{I \left(\frac{Peso_{total}}{m} \right) \times m} \text{ en min} \quad (3-3)$$

donde C es la capacidad de la batería en Ah, $I \left(\frac{Peso_{total}}{m} \right)$ es la función obtenida del modelo del motor y m es el número de motores

Al analizar la (3-3 se puede notar que el tiempo de vuelo está en función de la capacidad de la batería. Al observar la Figura 3-8 se puede apreciar que el tiempo de vuelo aumenta rápidamente al inicio, pero conforme se incrementa la capacidad de la batería la pendiente de la curva decrece. La selección de la batería se establece cuando se cumple cualquiera de los dos criterios mencionados a

continuación. El primer criterio fija la capacidad de la batería cuando la pendiente de la curva $tp(P)$ en la Figura 3-8 alcanza un valor determinado. Este criterio fija la capacidad de la batería cuando ya no se da un aumento apreciable del tiempo de vuelo. El segundo criterio se establece por la corriente máxima soportada por el motor. La Figura 3-9 se intersecta con este valor lo que permite establecer el valor máximo de la capacidad de batería admisible.

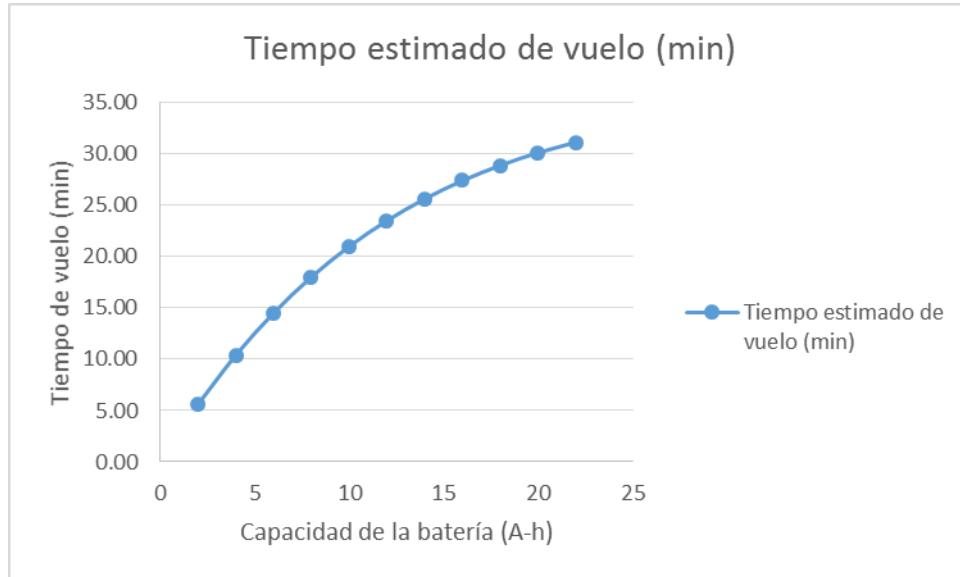


Figura 3-8: Autonomía de vuelo

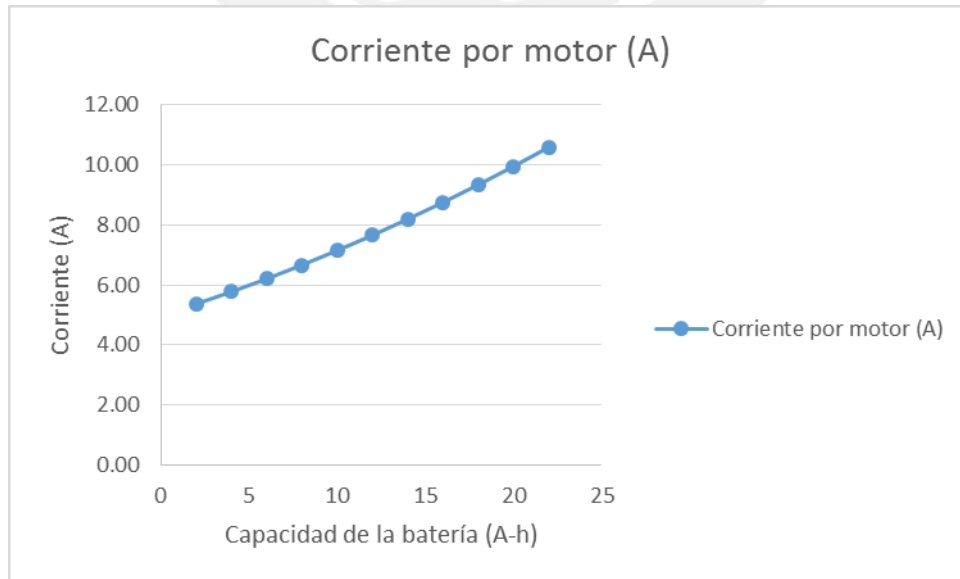


Figura 3-9: Corriente por cada motor

3.3 Iteraciones y condición de finalización del programa

Un vehículo aéreo no tripulado debe ser considerado como un sistema integral. Se cometería un error si se escogieran los componentes de manera aislada para luego integrarlos, debido a que cada uno de estos influye en el funcionamiento de los otros lo cual repercute en el rendimiento total. Por tal motivo, se ha diseñado un método de selección que integra las secuencias anteriores y permite seleccionar el conjunto solución que alcanza la máxima eficiencia de vuelo para una carga determinada. Este proceso tiene un carácter iterativo, en donde cada bucle permite optimizar más el conjunto. Se muestra el diagrama de bloque de la Figura 3-2.

Como se explicó al inicio del capítulo, el programa selecciona el conjunto más eficiente con los valores iniciales proporcionados. Los resultados del motor y baterías permiten actualizar el peso total de la estructura. Con este nuevo peso se escoge nuevamente un sistema de propulsión y baterías. El programa finaliza cuando en dos iteraciones consecutivas se obtiene el mismo resultado. Finalmente, se proporciona al usuario el modelo del motor, el tipo de hélice, punto de operación del motor y capacidad y voltaje de la batería Lipo.

3.4 Ejemplo de selección del sistema de propulsión usando la metodología propuesta

En este ejemplo se utilizarán los valores iniciales de Tabla 3-1. Estos datos fueron ingresados en el algoritmo y los resultados se muestran en la

Tabla 3-2. Los valores de eficiencia más elevados están en color naranja claro. Puede notarse que en la primera iteración el conjunto más eficiente es el motor MN3510 KV700 con la hélice de 1240 (se restringió el voltaje a 14.8 V).

Tabla 3-1: Valores iniciales para la selección

Ítem	Masa(g)
Estructura	476
Motores	300
Electrónica	500
Carga útil	500
Semitotal	1776
Baterías	1500
Total	3276

Por motor 819

Tabla 3-2: Resultados de la primera iteración

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts <W>	Thrust (g)	RPM	Efficiency (g/W)	Operating temperature(*C)
MN3110 KV470	22.2	1137	75%	5	110	860	7100	7.82	44
MN3110 KV700	14.8	1240	75%	8.5	127	930	6500	7.32	47
MN3110 KV780	14.8	1137	75%	9.2	136	880	7600	6.47	45
MN3508 KV380	22.2	1240	75%	4.6	102	870	6200	8.53	40
MN3508 KV700	14.8	1240	75%	10	145	1000	6900	6.9	48
MN3510 KV630	14.8	1240	75%	7.6	110	910	6500	8.27	43
		1137	75%	8.2	120	870	7500	7.25	43
MN3510 KV700	14.8	1240	65%	7.4	108	880	6300	8.15	
		1240	75%	10.3	150	1100	7300	7.33	43
MN4010 KV370	22.2	1240	75%	5	114	860	6200	7.54	40
MN4010 KV475	22.2	1240	65%	6.1	139	960	6500	6.91	
		1240	75%	8.2	183	1180	7000	6.45	50
		1137	75%	8.2	120	870	7500	7.25	43
U3 KV700	14.8	1240	65%	7.4	108	880	6300	8.15	
		1240	75%	10.3	150	1100	7300	7.33	43

Con estos datos se pasa a seleccionar la batería para la primera iteración. Primero, se obtiene el modelo de la corriente versus el empuje ejercido por el motor. Para el motor MN3508 con hélice 1654 se obtuvo lo siguiente (3-4).

$$I = 3 \times 10^{-7}T^2 + 0.0122T - 3.4584 \quad 3-4$$

Donde T es el peso total del VANT dividido entre el número de motores. Con la (3-1, (3-2 y (3-3 se construye la Tabla 3-3. La fila resaltada corresponde a la capacidad de batería seleccionada la cual no debe superar el límite de corriente admitido por el motor.

Tabla 3-3: Selección de la batería (1ra iteración)

Iteración		Capacidad de la batería(Ah)	Voltaje de operación (V)	Peso de batería (g)	Peso total	Empuje por motor	Corriente por motor (A)	Tiempo estimado de vuelo (min)
1	MN3510 KV700	2	14.8	274	2050	513	2.87	10.44
1		4	14.8	548	2324	581	3.73	16.08
1		6	14.8	822	2598	650	4.59	19.60

1	8	14.8	1096	287	2	718	5.46	21.99
1	10	14.8	1370	314	6	787	6.32	23.72
1	12	14.8	1644	342	0	855	7.19	25.02
1	14	14.8	1919	369	5	924	8.07	26.04
1	16	14.8	2193	396	9	992	8.94	26.84
1	18	14.8	2467	424	3	1061	9.82	27.50
1	20	14.8	2741	451	7	1129	10.70	28.04
1	22	14.8	3015	479	1	1198	11.58	28.49

Para seleccionar la batería se evalúa la ganancia porcentual conforme aumenta la capacidad. Cuando la ganancia ya no es significativa (menor pendiente de la curva) se escoge el último valor. La batería seleccionada tiene un peso de 1.4 kg aproximadamente. Estos nuevos datos son ingresados nuevamente al programa (Tabla 3-4).

Tabla 3-4: Datos de la segunda iteración

	Iteración	1	2
Pesos (g)	Estructura	476	476
	Motores	388	388
	Electrónica	500	500
	Carga útil	500	500
	Semitotal	1864	1864
	Baterías	1370	1370
	Total	3234	3234
	Por motor	809	809

Los resultados de la tercera iteración resultaron ser los mismos que la segunda, por lo que el algoritmo concluye. Los resultados de la selección son los siguientes:

Motor	Tiger Motor MN3510 kv630
Hélices	Tiger motor de fibra de carbono 1240
Batería	Batería Turnigy nanotech de 10 Ah

El peso de estos componentes sumado a la estructura del diseño conceptual da un valor de 3.2 kg.. El tiempo de vuelo ha sido estimado en 24 min en sobrevuelo fijo en un punto y condiciones de laboratorio. En condiciones reales se estima un tiempo de vuelo de 15-20min.



CAPÍTULO 4

SELECCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN Y CONTROL

En este capítulo se dimensiona el sistema de propulsión del multirotor que comprende las hélices, los motores y las baterías por medio de la metodología enunciada en el capítulo anterior. El primer paso consiste en la estimación del peso de la estructura, motores, componentes electrónicos, carga útil y baterías. Este peso estimado es requerido para poder establecer los valores iniciales del algoritmo de selección. Además, también se establecen restricciones en función a los requerimientos técnicos del proyecto. En tal sentido, se tiene un tamaño máximo para el VANT, lo cual limita el tamaño de las hélices, un peso máximo y un requerimiento de potencia extra para poder volar en condiciones con viento en contra. El segundo paso consiste en seleccionar un conjunto de motores y hélices que se ajusten a la descripción de los datos ingresados. De esta lista se elige el conjunto de mayor eficiencia. Estos datos son ingresados a un segundo algoritmo que calcula la capacidad adecuada para la batería. De aquí se obtiene un tiempo estimado de vuelo y un nuevo peso de batería. Luego se reinicia la tarea con los datos del peso actualizados hasta finalmente converger. La convergencia se establece cuando el conjunto de motor y hélice se repiten en dos iteraciones consecutivas. Finalmente, con estos datos se procede al diseño final del VANT.

4.1 Selección del sistema de propulsión

El primer paso es establecer los valores iniciales de diseño (Tabla 5-1), que corresponden a la información obtenida en el Capítulo 1 (Motores, electrónica, baterías), requerimientos de la tesis (carga útil) y cálculos preliminares (Capítulo 2). Estos datos fueron ingresados al programa y los resultados se muestran en la Tabla 4-2. Los valores de eficiencia más elevados están en color verde. Puede notarse que en la primera iteración el conjunto más eficiente es el motor MN3520 KV400 con la hélice de 1654.

Tabla 4-1: Valores iniciales para la selección

Ítem	Masa(g)
Estructura	1600
Motores	200
Electrónica	500
Carga útil	1000
Semitotal	3300
Baterías	1500
Total	4800
Por motor	1200

Tabla 4-2: Resultados de la primera iteración

	Voltaje (V)	Prop	Ciclo de carga	Am p (A)	Watts (W)	Empuje (g)	RP M	Eficiencia (g/W)	Temperatura (*C)
MN3520 KV400	22.2	1550	75%	12.3	273	2180	5800	7.98	50
	22.2	1654	75%	14.4	320	2700	5500	8.45	55
MN4014 KV400	22.2	1654	75%	14.6	326	2380	5500	7.3	53
MN4120 KV400	22.2	1550	75%	17.8	395	2500	6500	6.33	43
	22.2	1654	65%	15.4	342	2460	5600	7.2	
	22.2	1654	75%	21	466	2970	6200	6.37	47
MN4120 KV465	22.2	1448	75%	17.9	397	2320	7400	5.84	47
	22.2	1550	65%	16.5	366	2290	6300	6.25	
	22.2	1550	75%	22.6	502	2820	6900	5.62	48
	22.2	1654	65%	19.3	428	2710	6000	6.32	
	22.2	1654	75%	26.5	588	3270	6600	5.56	50
U5 KV400	22.2	1654	75%	13	288	2120	5400	7.36	59
U7 KV420	22.2	1550	75%	15.3	345	2260	6300	6.55	45
	22.2	1654	65%	13.6	300	2130	5500	7.1	
	22.2	1654	75%	18.6	405	2630	6000	6.49	47
U7 KV490	14.8	1550	75%	18.5	264	2190	4900	8.3	44
	14.8	1654	75%	21.8	308	2500	4650	8.12	45

Con estos datos se pasa a seleccionar la batería para la primera iteración. Primero, se obtiene el modelo de la corriente versus el empuje ejercido por el motor. Para el motor MN3520 con hélice 1654 se obtuvo lo siguiente (3-4).

$$I = 10^{-6}T^2 + 0.001T + 2.1757$$

Ecuación 4-1

Donde T es el peso total del VANT dividido entre el número de motores. Con la (3-1, (3-2 y (3-3 se construye la Tabla 5-3:



Tabla 4-3: Selección de la batería (1ra iteración)

	Capacidad de la batería(Ah)	Voltaje de operación (V)	Peso de batería (g)	Peso total	Empuje por motor	Corriente por motor (A)	Tiempo estimado de vuelo (min)
MN3520 KV400	2	22.2	411	4287	1072	5.36	5.59
	4	22.2	822	4698	1175	5.77	10.40
	6	22.2	1233	5109	1277	6.20	14.51
	8	22.2	1644	5520	1380	6.66	18.01
	10	22.2	2056	5932	1483	7.15	20.99
	12	22.2	2467	6343	1586	7.66	23.51
	14	22.2	2878	6754	1688	8.19	25.63
	16	22.2	3289	7165	1791	8.75	27.42
	18	22.2	3700	7576	1894	9.34	28.90
	20	22.2	4111	7987	1997	9.95	30.14
22	22.2	4522	8398	2100	10.59	31.15	

La capacidad de la batería fue limitada por la corriente máxima exigida al motor en 11 A. Una acotación importante es que las baterías de 22 Ah (o sus múltiplos) no son comerciales, por lo que ésta se escoge el valor próximo de 20 Ah. Con esto se obtiene una batería cuyo peso está alrededor de los 4 kg. Estos nuevos datos son ingresados nuevamente al programa (Tabla 4-4).

Tabla 4-4: Datos de la segunda iteración

	Iteración	1	2
Pesos (g)	Estructura	1600	1600
	Motores	200	776
	Electrónica	500	500
	Carga útil	1000	1000
	Semitotal	3300	3876
	Baterías	1500	4522
	Total	4800	8398
	Por motor	1200	2100

Los resultados de la segunda iteración resultaron ser los mismos que de la primera, por lo que el algoritmo concluye. Los resultados de la selección son los siguientes (Tabla 4-5):

Tabla 4-5: Valores finales de la selección

Motor	Tiger Motor MN3520 (Figura 4-1: Motor marca Tiger Motor MN3520)
Hélices	Tiger motor de fibra de carbono 1654 (Figura 4-2)
Batería	Batería Turnigy nanotech de 20 Ah (Figura 4-3)



Figura 4-1: Motor marca Tiger Motor MN3520



Figura 4-2: Hélice Tiger Motor 16x5.4



Figura 4-3: Batería Turnigy nanotech 6s - 5000 mAh. Se requerirán cuatro unidades

El peso de estos componentes sumado a la estructura del diseño conceptual da un valor de 8.4 kg, que cumple con el requerimiento de peso admisible. El tiempo de vuelo ha sido estimado en 30 min en sobrevuelo fijo en un punto y condiciones de laboratorio. En condiciones reales se estima un tiempo de vuelo de 20-25 min, lo cual supera hasta en 10 min el tiempo requerido.

4.2 Selección del sistema de control aviónico

En primer lugar es importante resaltar que esta tesis no tiene como propósito el diseño y configuración del algoritmo de control del VANT. Esta sección se limita a la selección de una tarjeta controladora comercial. Los requerimientos solicitados son que esta tarjeta tenga a disposición el código de programación del control (open source), lo que permitirá modificar y hacer diversos estudios en el control. Así mismo, se busca que exista un buen soporte de la comunidad desarrolladora del sistema a utilizar, así como un precio accesible que permita mantener el presupuesto al margen. También es deseable que la controladora tenga capacidad de vuelo autónomo por coordenadas GPS.

Teniendo en cuenta estos puntos se optó por seleccionar el sistema APM 2.6 (Figura 4-4) de origen opensource y fabricado por la empresa 3D Robot.

Finalmente, debe seleccionar los controladores de velocidad para los motores, los cuales son una interface entre el control digital y el de potencia. La señal de control del sistema APM es por pulso de ancho variable (PWM) de 20 ms. Los controladores seleccionados son los Tiger Motor T60A (Figura 4-5), del mismo fabricante de los motores, lo cual garantiza la completa compatibilidad.

La selección del radio control escapa de los alcances de esta tesis. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que el APM 2.6 tiene ocho entradas de señal PPM (Pulse Position Modulation), codificación estándar en el mercado de radios transmisores.

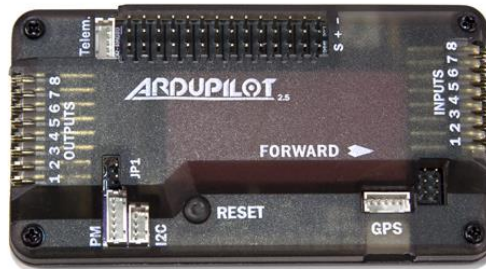


Figura 4-4: Controlador APM 2.6



Figura 4-5: Controlador de velocidad (ESC) Tiger Motor T60A

CAPÍTULO 5

MODELAMIENTO Y SIMULACIÓN DE CARGAS EN LA ESTRUCTURA MECÁNICA

En el presente capítulo se modelan y simulan las cargas en VANT en base al sistema de propulsión seleccionado en el capítulo anterior y los requerimientos del capítulo 2. En primera instancia se realizan cálculos preliminares para determinar la dirección y módulos de las fuerzas sobre la estructura. Luego, se analiza el comportamiento de la estructura en respuesta a cargas estáticas, aerodinámica, impactos y vibraciones por medio del software de elementos finitos “Solidworks® Simulation” y “Solidworks Flow Simulation”. Finalmente se realiza un análisis de los resultados a fin de verificar que ningún componente falle durante las operaciones del VANT.

5.1 Análisis de resistencia

Se evalúan las cargas en el VANT que comprometen los componentes de la estructura. Los estados más críticos son durante el vuelo y en el aterrizaje. Las propiedades de los materiales utilizados en las simulaciones pueden encontrarse en el Anexo 7 y los esfuerzos en los componentes se calculan según el criterio de Von Mises.

a) Análisis durante el vuelo

Se analiza el VANT durante el ascenso vertical a máxima potencia en un estado cuasi-estable. Este estado cuasi-estable se establece cuando la sumatoria de fuerzas neta es cero debido al incremento progresivo del arrastre aerodinámico con el aumento de la velocidad. No se evalúa el vuelo horizontal debido a que el ascenso vertical presenta las cargas más elevadas para los componentes.

En la Figura 5-1 se muestra el DCL con las cargas donde F_m representa la fuerza de empuje individual de cada motor, W representa el peso total del VANT y F_d la fuerza de arrastre aerodinámico. En la Tabla 5-1 se muestra el valor numérico de estas.

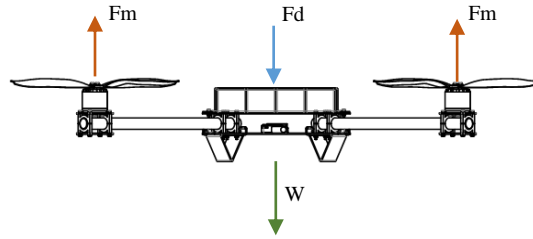


Figura 5-1: DCL del VANT durante el vuelo

Tabla 5-1: Cargas durante el vuelo

Fm	34.6 N
Fd	56.1 N
W	82.4 N

Los componentes analizados fueron los brazos de aluminio y las placas centrales de composite de fibra de carbono. Los brazos se analizaron aplicando una carga en uno de los extremos y definiendo como apoyo fijo el otro. El DCL para el análisis puede apreciarse en Figura 5-2 y la corroboración analítica de la solución puede encontrarse en el Anexo 9. El esfuerzo máximo en el tubo es de $38.9 \frac{N}{mm^2}$ que da un factor de seguridad de 2.31. El punto máximo de esfuerzo se localiza en el encuentro con la agarradera de aluminio (Figura 5-3), lo cual ya se esperaba debido a que es un concentrador de esfuerzos.

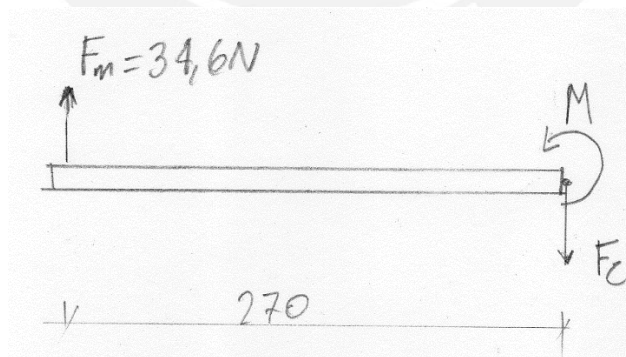


Figura 5-2: DCL para el análisis del brazo

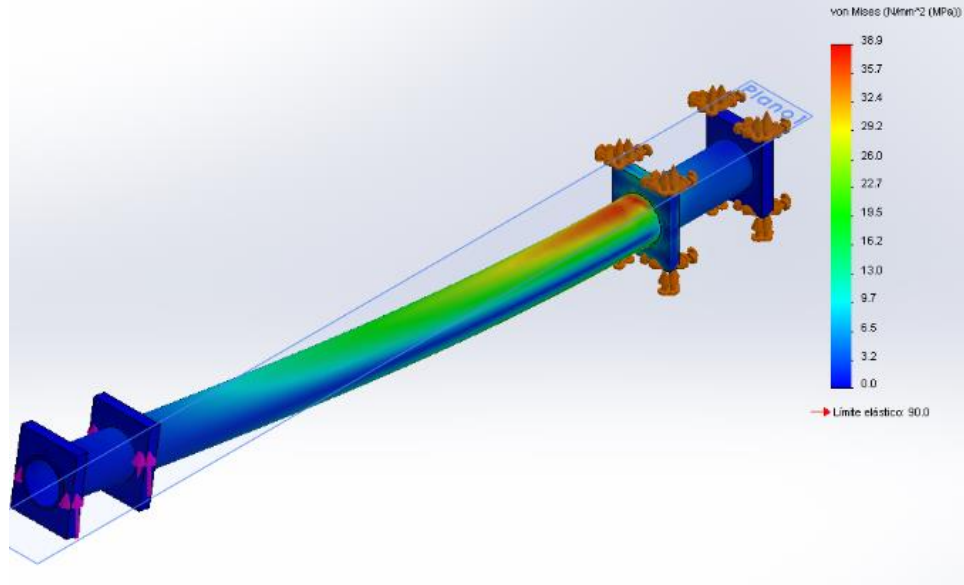


Figura 5-3: Resultado de tensiones sobre el brazo durante el vuelo

El estudio de deformación indica un desplazamiento en el extremo de 1.6 mm. La longitud del tubo desde el apoyo es de 300 mm, lo cual da como resultado un ángulo de 0.30°. Se ha establecido un límite de 3° a fin de evitar problemas en el control y maniobrabilidad del VANT, por lo que se está dentro de los márgenes.

Las cargas sobre el brazo se transmiten a la placa central por medio de los apoyos. Las placas centrales reciben un total de cuatro cargas en cada una de sus esquinas y el peso de las baterías en la parte superior. Los resultados de la simulación se encuentran en la Figura 5-4 y Figura 5-5. Las planchas de composite se componen de una matriz de resina epóxica y se refuerzan con telas de fibra de carbono. Para una placa de 2 mm se tiene un total de 8 capas, las cuales han sido modeladas en el software de simulación. Los resultados muestran el esfuerzo máximo resultante que se da en cualquiera de las capas. El esfuerzo máximo en la placa superior fue de $7.4 \frac{N}{mm^2}$ y en la placa inferior de $3.4 \frac{N}{mm^2}$ lo cual está por debajo del valor de resistencia de la fibra de carbono. Finalmente, el desplazamiento máximo en los extremos en la placa es de 0.4 mm, que no compromete el ensamblaje. A diferencia del aluminio, el cual es un material anisotrópico, los composite son materiales isotrópicos cuyos cálculos de resistencia de forma analítica requieren matrices complejas. Por tal motivo, la resolución analítica está fuera del alcance de esta tesis.

Finalmente, se analiza el efecto acumulado de la deformación del conjunto placa-brazo para determinar el ángulo de desviación del motor respecto a la horizontal. Debido a que los

desplazamientos son pequeños respecto a la longitud total, se aproxima esto a recta y se calcula el ángulo por medio de la tangente (Figura 5-6).

$$\alpha = \arctan\left(\frac{7}{430}\right) = 0.93^\circ$$

Como el ángulo es menor al máximo establecido 3° se infiere que la estructura del VANT es suficientemente rígida y no presentará problemas por deformaciones.

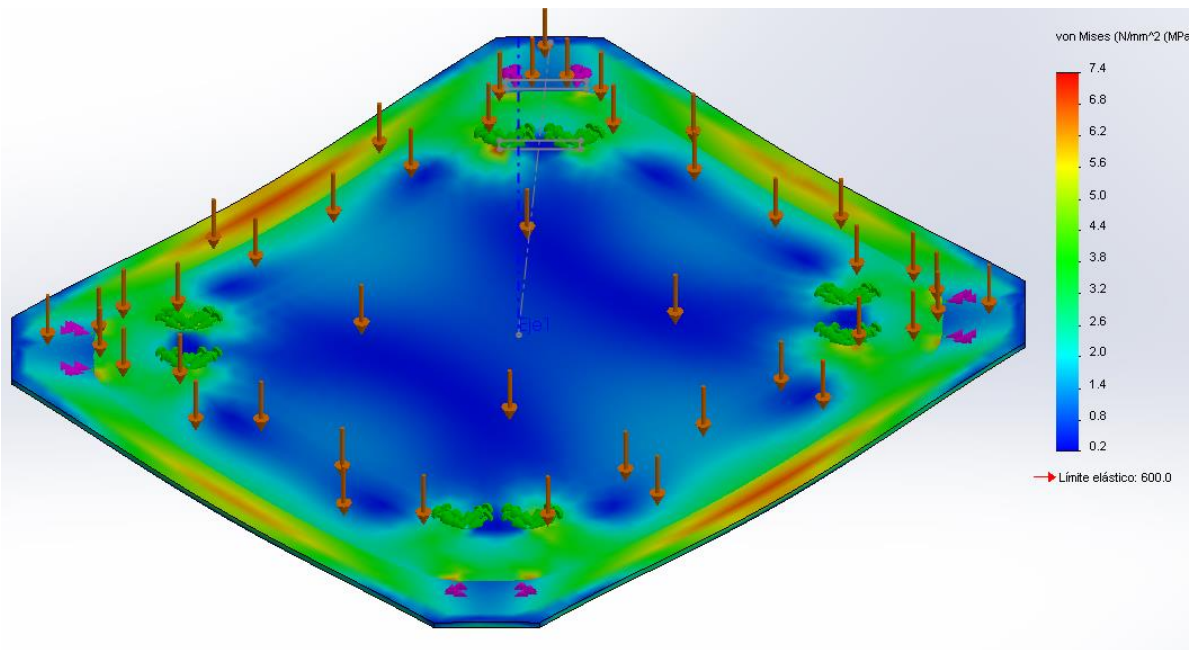


Figura 5-4: Resultados en la placa superior

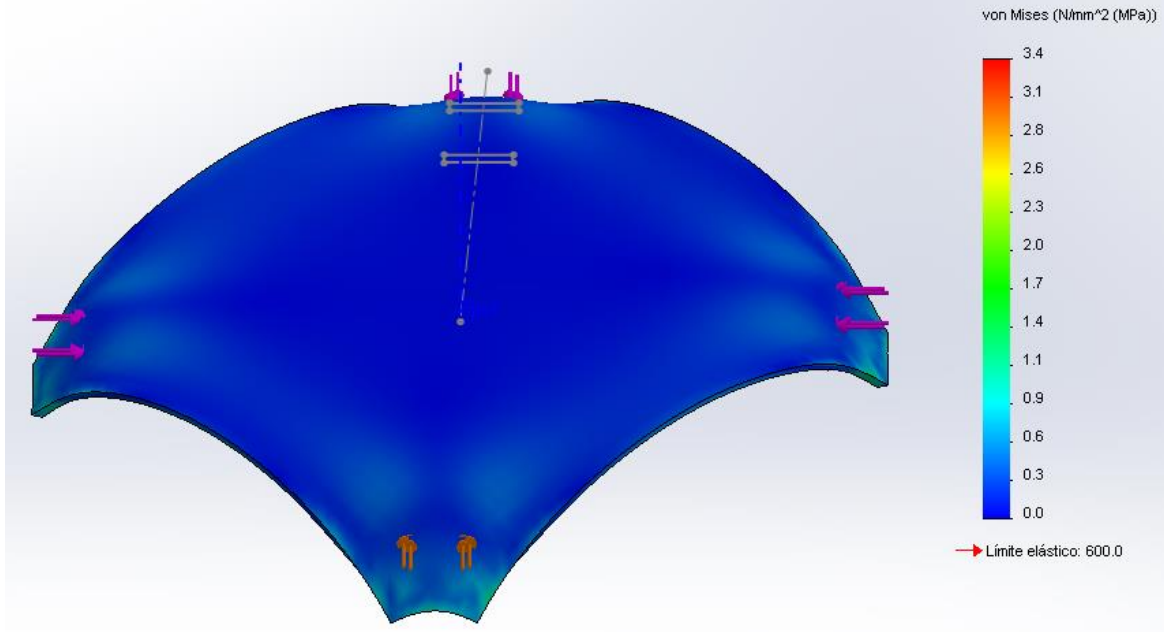


Figura 5-5: Resultados de la placa inferior

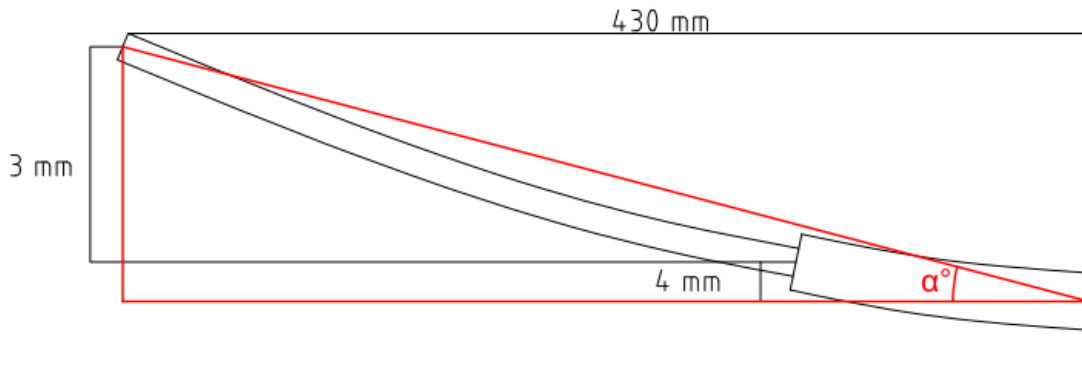


Figura 5-6: Análisis de la deformación en conjunto placa-brazo (Imagen referencial no proporcional)

b) Análisis durante el aterrizaje

El aterrizaje es una operación crítica que sí es realizada de manera incorrecta podría llevar ocasionar daños al VANT. En la actualidad los sistemas de vuelo incorporan secuencias automatizadas que permiten aterrizar el VANT de manera segura. Sin embargo, como medida de precaución se analizará el VANT ante un posible caída libre desde una altura de 20 cm. El estudio compromete el tren de aterrizaje y la placa inferior.

La fuerza en el impacto P será estimada por métodos de energía según la Ecuación 5-1, donde m representa la masa total del VANT, g la gravedad, h la altura de caída y s la distancia de desaceleración.

$$F = \frac{mgh}{s}$$

Ecuación 5-1

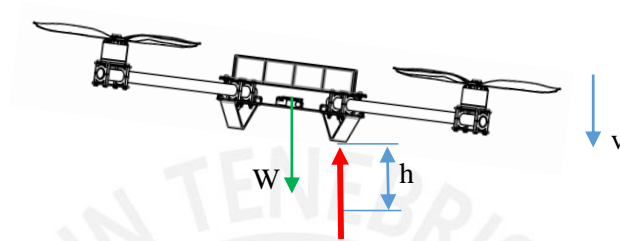
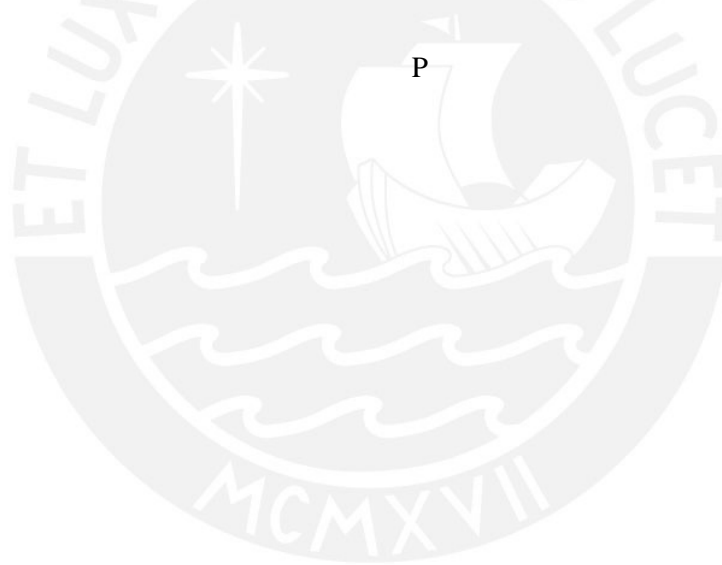


Figura 5-7: DCL del VANT ante un impacto



Los datos son los siguientes:

m	8.4 kg
g	$9.81 \frac{m}{s^2}$
h	0.2 m
s	0.02 m

El valor de la distancia de desaceleración “s” varía según las propiedades del objeto a impactar. Como no es posible estimar la fuerza de impacto para todas las superficies se dará un supuesto de 2 mm. Con estos datos la fuerza de impulso estimada es de 824 N. Ante una eventual caída es probable que los cuatro trenes de aterrizaje no trabajen de manera simultánea. En el caso más crítico el impacto se dará en un solo tren de aterrizaje (Figura 5-7: DCL del VANT ante un impacto). Se simuló el impacto asumiendo que la superficie superior era fija y el impacto total se realizaba en la parte inferior (Figura 5-8). Los resultados del tren de aterrizaje se muestran en la Figura 5-8. El Esfuerzo máximo fue de $10.8 \frac{N}{mm^2}$ en las secciones cercanas a las aristas. Esto da un factor de seguridad de 8.3.

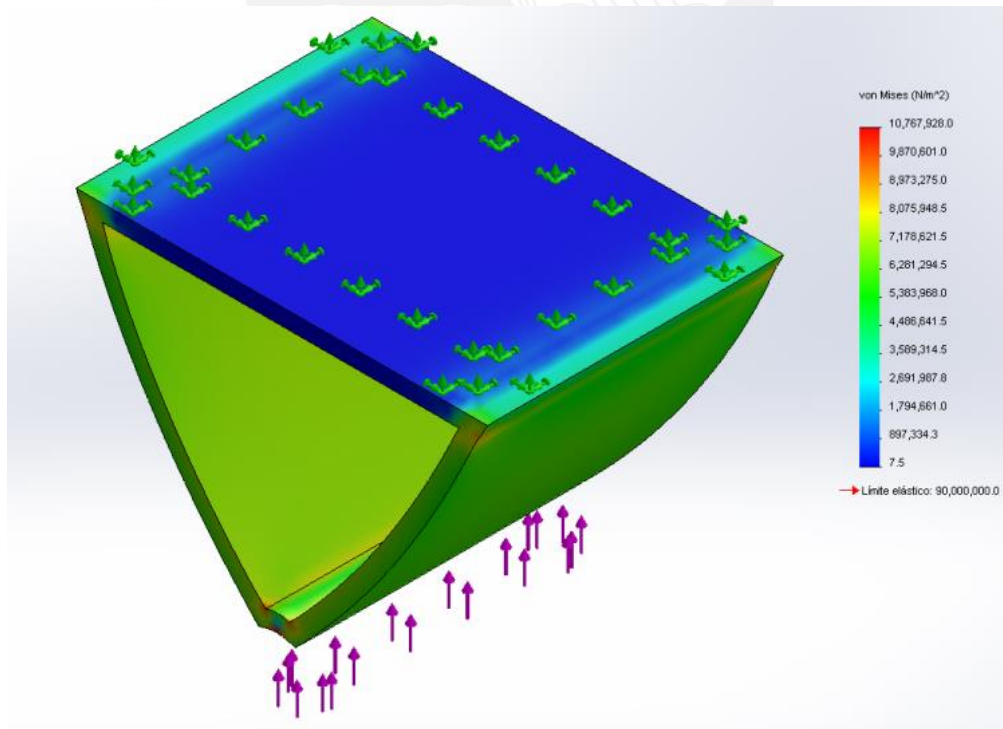


Figura 5-8: Simulación de impacto en tren de aterrizaje

El impacto sobre el tren de aterrizaje se transmite a las placas centrales de composite. De las dos placas, la inferior es la más crítica debido a que esta absorbe parte de la energía y transmite sólo una fracción a la superior. El esfuerzo máximo es de $120 \frac{N}{mm^2}$ cerca del apoyo donde se da el impacto, tal como se muestra en la Figura 5-9. Esto es de esperarse, dado que en este punto se encuentra el soporte para tubo, el cual actúa como un apoyo para que la placa se flexione. Esto da un factor de seguridad de 5.

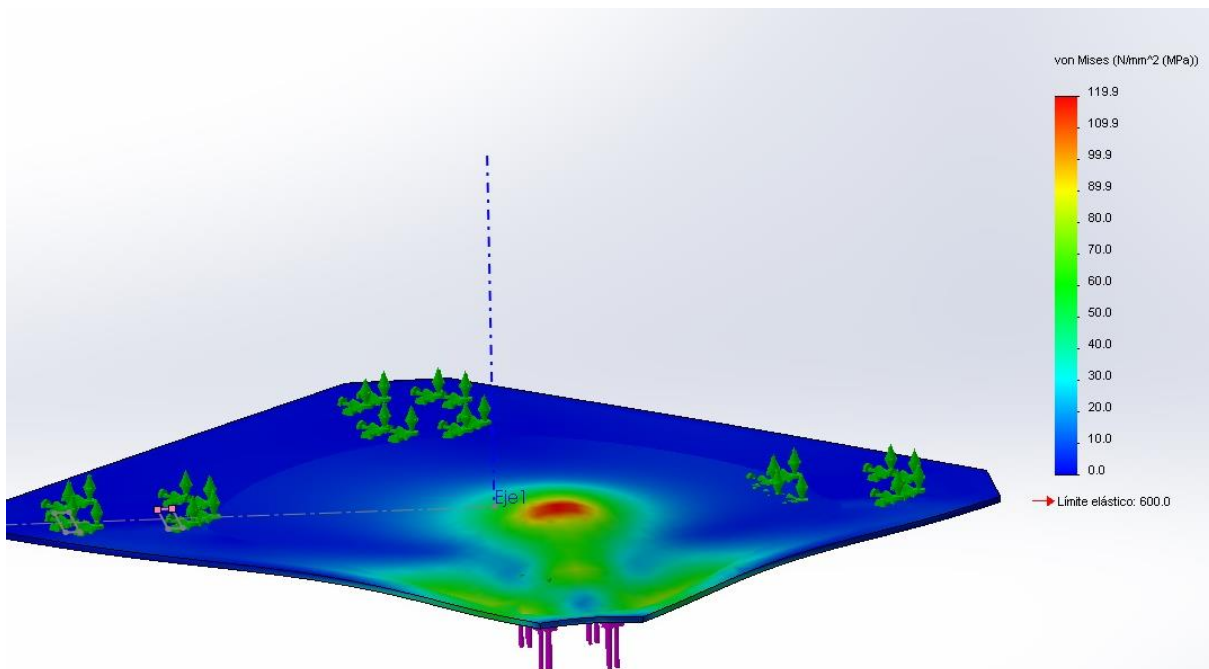


Figura 5-9: Impacto en la placa inferior

5.2 Análisis aerodinámico

En esta parte se analizan los efectos del viento sobre el VANT cuando este se desplaza horizontalmente a su máxima velocidad. Primero, se estima el ángulo de inclinación del VANT cuando este se desplaza horizontalmente a potencia máxima. A partir de esto se modela el VANT y se simula su comportamiento en el software *Solidworks Flow Simulation*® a fin de determinar su coeficiente de arrastre aerodinámico. Con esta constante es posible calcular la fuerza de arrastre aerodinámico y comprobar si el VANT puede volar con un viento en contra de 26 km/h como se menciona en la lista de requerimientos.

El diagrama de cuerpo libre se muestra en la Figura 5-10, donde F_t representa la fuerza total de los cuatro motores a máxima potencia, W es el peso total y F_d es la fuerza de arrastre aerodinámico. Se analiza el VANT en un estado cuasi-estable donde la sumatoria de fuerzas es cero y este se mueve a velocidad constante. El motor seleccionado es capaz de proporcionar un empuje máximo de 3530 g que equivale a 34.6 N. Los cuatro motores generan un empuje total de 138.5 N. La componente vertical de esta fuerza se equilibra con el peso. Esto permite calcular el ángulo de inclinación:

$$F_t \times \cos(\alpha) = 138.5 \times \cos(\alpha) = 82.4 \text{ N}$$

$$\alpha = 53.5^\circ$$

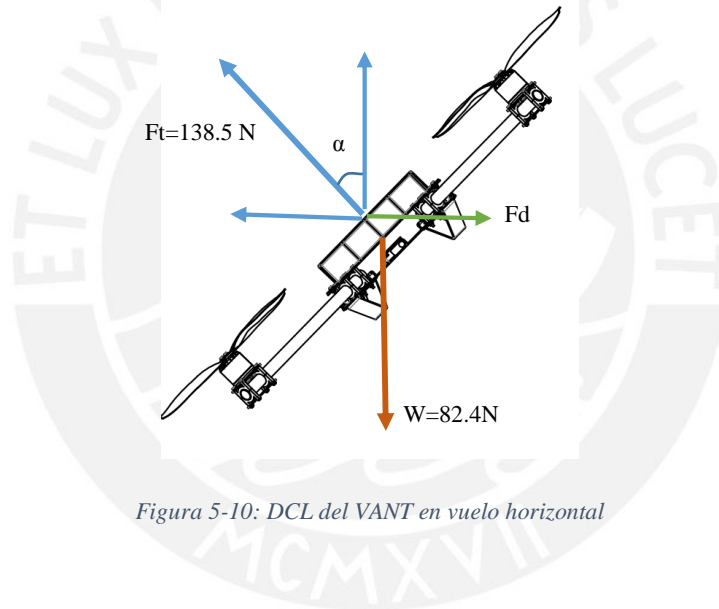


Figura 5-10: DCL del VANT en vuelo horizontal

En la Figura 5-13 se muestra el campo de velocidades cuando el VANT vuela a máxima potencia con una inclinación de 53.5° . El coeficiente de arrastre se calcula según la Ecuación 5-2. F_d es la componente horizontal de la fuerza de arrastre, ρ es la densidad del aire, v la velocidad del aire en oposición y “A” el área proyectada a un plano transversal al flujo de aire. El área de sección A_{secc} se calcula sumando el área de la placa central y de la proyección de los tubos (áreas rectangulares).

$$C_d = \frac{F_d}{0.5 \times \rho \times v^2 \times A_p} \quad \text{Ecuación 5-2}$$

El área proyectada A_p se calcula proyectando el área frontal al flujo “A” (Figura 5-11: Cálculo del área frontal al flujo) sobre el plano normal a la dirección del flujo de aire (Figura 5-12: Proyección del área a plano normal al flujo).

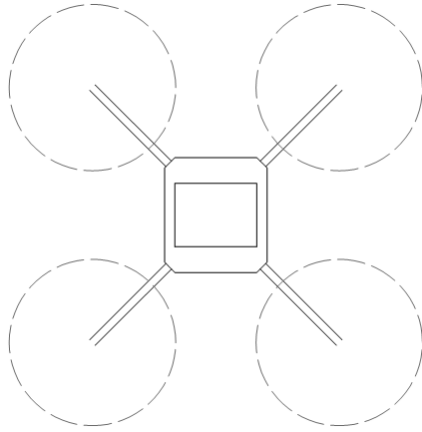


Figura 5-11: Cálculo del área frontal al flujo

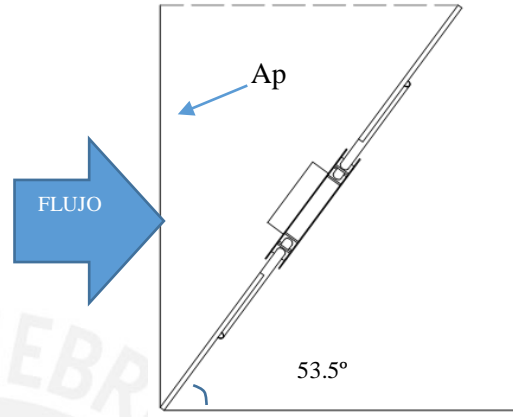


Figura 5-12: Proyección del área a plano normal al flujo

$$A = 4 \left(\frac{1}{4} K \pi D^4 \right) + A_0$$

Ecuación 5-3

En la Ecuación 5-3 se muestra el cálculo del área frontal al flujo, donde A_0 representa el área de la placa central y el área proyectada de los tubos, $4 \left(\frac{1}{4} K \pi D^4 \right)$ es el área barrida por las hélices al rotar y K es el factor de permeabilidad (valor entre 0 – 1) que determina la cantidad de flujo que pasa por el área barrida. Esta área A se proyecta en el plano normal al flujo según la Ecuación 5-4.

$$A_p = A \times \sin(\alpha)$$

Ecuación 5-4

La longitud de las aspas D es de 400 mm, el índice de permeabilidad K se asume al 50%, A_0 tiene el valor de 0.09 m^2 por geometría y α es 53.5° . Al introducir estos datos en la (3-1Ecuación 5-3 y Ecuación 5-4 se obtiene que A_p toma el valor de 0.123 m^2 .

El área A_p y la Ecuación 5-2 son introducidas en el software de simulación el cual calcula un coeficiente de arrastre $C_d=2.58$. Las trayectorias del flujo pueden observarse en la Figura 5-13. De la Ecuación 5-2 se igualan las cargas horizontales. El VANT alcanza una velocidad máxima cuando la

fuerza de empuje y la fuerza de arrastre horizontales se igualan. Del DCL de la Figura 5-10: DCL del VANT en vuelo horizontal se puede ver que la componente horizontal del empuje está dada por:

$$F_d = F_h = F_t \times \sin(53.5^\circ) = 138.5 \text{ N} \times \sin(53.5^\circ) = 111 \text{ N}$$

Con este valor se calcula la máxima velocidad horizontal alcanzable:

$$v^2 = \frac{F_d}{C_d \times 0.5 \times \rho_{\text{aire}} \times A_p} \quad \text{Ecuación 5-5}$$

$$v^2 = \frac{111}{2.58 \times 0.5 \times 1.3 \times 0.123}$$

$$v = 23.2 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Los requerimientos exigen que el VANT pueda volar en vientos de hasta 26 km/h (7.22 m/s), que es un valor menor a la velocidad máxima registrada. Por tal motivo, se verifica que el VANT puede volar con vientos en contra de 26 km/h.

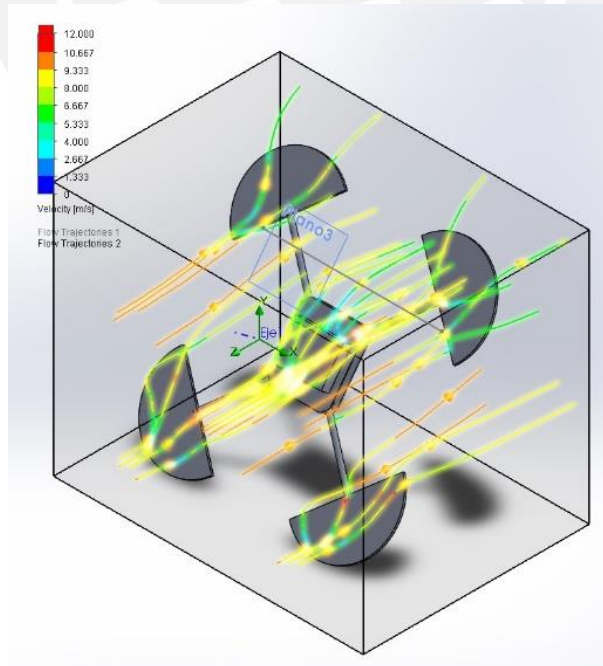


Figura 5-13: Trayectorias de flujo

5.3 Análisis de vibraciones y frecuencias modales

Un cuadricóptero es un VANT multirrotor de cuatro motores y hélices, cada uno de los cuales debe pasar por un proceso de balanceo dinámico a fin de reducir la amplitud de las vibraciones. Las vibraciones en un VANT tienen repercusiones negativas en la duración de los rodamientos de los motores, las uniones atornilladas, fatiga en los materiales, ruido en los sensores inerciales de la unidad de control y otros equipos tales como cámaras de filmación. Estos efectos pueden llegar a amplificarse de gran manera cuando la frecuencia de estas vibraciones coincide con alguna de las frecuencias de resonancia de los componentes del sistema. Por tal motivo, es necesario estudiar dichas vibraciones y determinar si es necesario modificar la geometría o materiales a fin de eludir el rango de frecuencias a las que trabaja el VANT. Los motores seleccionados MN-3520 kv 400 funcionan la mayor parte del tiempo a velocidades que oscilan entre los 4500 – 6300 RPM o 75 – 105 Hertz. Se simulará un ensayo de vibraciones en los componentes principales: los brazos y las placas centrales a fin de determinar sus frecuencias armónicas modales y verificar si estas se encuentran fuera del rango de trabajo de los motores.

a) Análisis de vibraciones en el brazo

Se analizó el brazo simulando una situación de vuelo estacionario, en el cual cada uno de los motores genera un empuje de 21 N (flechas purpuras) y donde la sujeción a las placas se asume como fija (flechas verdes) tal como se aprecia en la Figura 5-14. Las frecuencias armónicas se muestran en la Tabla 5-2. Como se aprecia, la primera frecuencia modal está por encima del rango de trabajo del motor, por lo que no se darán problemas de resonancia en el brazo.

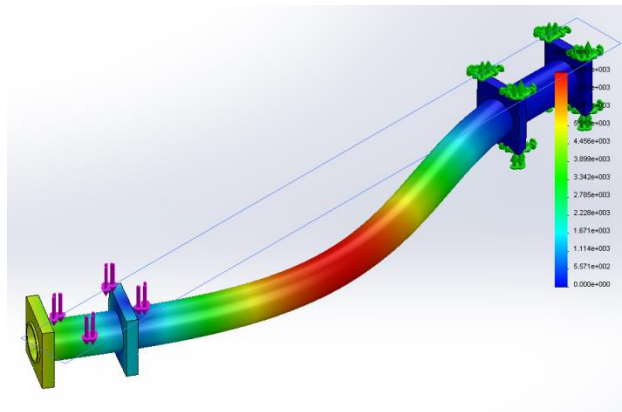


Figura 5-14: Análisis del brazo: tercera frecuencia modal

Tabla 5-2: Frecuencias armónicas del brazo

Nº de modo	Frecuencia(Hertz)
1	137.97
2	141.21
3	1042.4
4	1061.8
5	1592.8

b) Análisis de vibraciones en la placa central

También se realiza el estudio de vibraciones en las placas centrales, componente en donde se aloja el controlador inercial de vuelo y otros sensores que podrían verse afectados por el fenómeno de resonancia en caso este se presentara. Para la simulación se aplicó una carga de 85 N en la parte superior equivalente al peso y se asumió como fijos los soportes para tubos. Los resultados se lista en la Tabla 5-3. Como se aprecia, la primera frecuencia está por encima del rango de trabajo de los motores, por lo que no se presentarán problemas de resonancia.

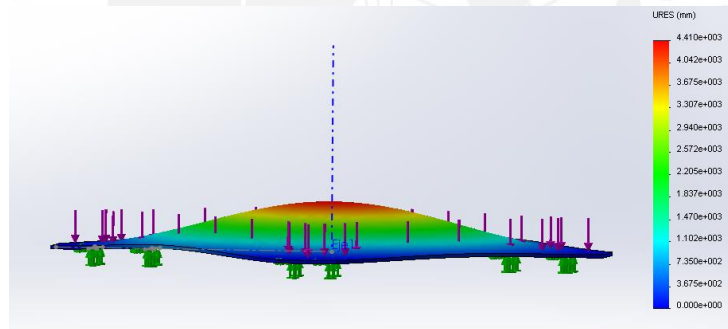


Figura 5-15: Análisis de vibraciones de la placa central: primera frecuencia modal

Tabla 5-3: Frecuencias armónicas de la placa central

Nº de modo	Frecuencia(Hertz)
1	226.84
2	367.28
3	387.12
4	398.29
5	489.2

CAPÍTULO 6

PLANOS Y PRESUPUESTO

El cuadricóptero puede observarse en un plano de ensamble y seis planos de despiece adjuntos a este documento. Los planos de despiece corresponden a piezas que se fabricaran de manera local. En el plano de ensamble se especifican en la casilla de observaciones aquellas piezas a fabricarse. Asimismo, se presenta el presupuesto de los componentes a adquirir ante la eventual implementación del VANT.

6.1 Planos

La nomenclatura de los planos es la siguiente:

Número de plano – Tamaño estandarizado – E / D (Ensamble o despiece)

Ejemplo: 01 – A1 –E significa Plano 01, tamaño A1 del tipo ensamble.

a) *Planos de ensamble*

01 – A0– E: Plano de ensamble del cuadricóptero en el cual se lista la disposición de los componentes.

b) Planos de despiece

Las piezas a fabricar han sido agrupadas en el Plano 02-A1-D, donde cada despiece se muestra con su respectivo membrete. Las demás piezas no listadas aquí han sido seleccionadas de proveedores tanto locales como externos para su respectiva compra.

Tabla 6-1: Despieces del plano 02-A1-D

Pieza	Ítem
Placa central inferior	01
Placa central superior	02
Tubo 19ø x 350	03
Placa de montaje del motor	09
Tren de aterrizaje	15
Abrazadera de baterías	24

c) Plano del diagrama eléctrico

03 - A3 – ES: Plano de conexiones eléctricas y señales de control

El diagrama indica las conexiones tanto del sistema de potencia (motores) como de las señales de control entre los componentes eléctricos y electrónicos.

6.2 Presupuesto de componentes

El presupuesto de los componentes es presentado en la Tabla 6-2. Dado que la mayoría de piezas de componentes deben ser importados, se ha considera un margen del 30% extra el cual considera los costos de impuestos aduaneros, flete e IGV a pagar. Debido a que ese margen es aproximado, el costo final podría variar en función del agente logístico seleccionado, y los impuestos aduaneros al momento de la compra.

Asimismo, el presupuesto de diseño y manufactura se presenta en la Tabla 6-3: Presupuesto de diseño y manufactura. El costo por hora de diseño de ingeniería es un valor asignado por el autor de esta tesis. Los costos de manufactura y ensamble fueron obtenidos consultando con técnicos de manufactura de la universidad y talleres locales. Además, se incrementó un 10% para imprevistos. Esto da un total de US\$ 6253.50, un precio menor que VANT multirrotores con prestaciones similares. Por último, es posible reducir este precio si se fabrica más de una unidad.

Tabla 6-2: Presupuesto de componentes

Presupuesto de materiales				
Componente	Distribuidor	Precio unit (\$)	Cantidad	Subtotal
Controlador Ardupilot + GPS+Telemetría (APM 2.6 Set)	3DR Robotics	340	1	340
Controlador de motor Afro HV 20A	Hobbyking	20	4	80
Radio control y receptor Turnigy 9x	Hobbyking	60	1	60
Batería para control remotor Rhino 11.1V 2650 mAh	Hobbyking	18	1	18
Batería Lipo 22.2 V 5000 mAh Turnigy nanotech	Hobbyking	73	4	292
Abrazadera CNC de Aluminio para tubo de 19	Hobbyking	2.53	16	40.48
Planchas de fibra de carbono 2 mm 200x300 mm	Hobbyking	45	2	90
Tornillería (pernos, tuercas, arandelas)	Malvinas	20	1	20
Cintillo plástico 150x3.6	Sodimac	1.5	1	1.5
Motor sin escobillas T-Motor MN3520-kv400	Tiger Motor	110	4	440
Hélice de fibra de carbono 16x5.4 (Par)	Tiger Motor	90	2	180
Accesorios complementarios				
Cargador de baterías hasta 6S	Hobbyking	20	1	20
Subtotal				1581.98
Impuestos aduaneros, IGV y contingencias aproximadas (30%)				474.59
Total				\$ 2057

Tabla 6-3: Presupuesto de diseño y manufactura

Diseño y manufactura			
Descripción	Precio hora (\$)	Horas	Subtotal
Diseño de ingeniería	100	36	3600
Fresado de placas con CNC	30	3	90
Fabricación de componentes metalmecánicos	30	4	120
Ensamblaje	20	4	80
Subtotal			3815
Imprevistos (10%)			381.5
Total			\$ 4271.5

Tabla 6-4: Presupuesto total

Presupuesto total	
Componentes	2057
Diseño y manufactura	4271.5
Total	\$ 6328.50

OBSERVACIONES Y RECOMENDACIONES

Una de las razones por las cuales los VANT o Drones se han masificado es debido a la gran reducción de costos de sus componentes. China actualmente produce la mayor cantidad de componentes para VANT y su vez ha hecho grandes avances tecnológicos de estos. Por tal motivo, resultaría una tarea poco eficiente y rentable proponer la fabricación de los componentes individuales que se utilizan en un VANT. Sin embargo, es responsabilidad del diseñador seleccionar los componentes comerciales más adecuados para su diseño, tarea que ha sido realizada en esta tesis.

Otro aspecto importante a mencionar es el uso de técnicas innovadoras de manufactura mediante el uso de materiales compuestos como la fibra de carbono. Debido a que esta clase de tecnología no está muy desarrollada en el país, se recurrió a formatos de diseño más tradicionales. Sin embargo, existe un gran potencial de mejora utilizando estas nuevas tecnologías lo que permitirían reducir el peso del VANT diseñado y al mismo tiempo aumentar la resistencia y estética del diseño.

Asimismo, uno de los aspectos que está atrasando el avance tecnológico de los VANT son las baterías. Las baterías de tipo Lipo están aún muy lejos de superar la energía específica de los combustibles fósiles. Conforme se mejoren éstas, será posible diseñar VANT de menor peso y mayor autonomía de vuelo.

Por otro lado, el estudio aerodinámico reveló un alto coeficiente de arrastre del diseño del VANT. Es posible reducir éste utilizando una carcasa aerodinámica en la zona central que es la que mayor interrupción de flujo según el diagrama de trayectorias.

El controlador del VANT es un componente clave para el funcionamiento de este. En el primer capítulo se muestran los modelos comerciales más populares dentro del ámbito civil. Recordemos que los VANTS tienen origen militar, cuyos controladores tienen exigencias diferentes. En los sistemas multirotores los actuadores solo permiten el movimiento hasta en cuatro grados de libertad, de los seis posibles en el espacio. Por tal motivo, algunos de los movimientos están acoplados, lo cual es tarea del controlador. En muchos casos, el controlador también asume la tarea de acondicionador de señal, dado que muchos de los componentes utilizados para los VANTS provienen del mercado de radio control para aviones. Estos controladores deben procesar los datos provenientes del radio control, procesarlo y enviarlos hacia los controladores de los motores.

Para finalizar, entre las recomendaciones más importantes a considerar están el balanceo dinámico, diseñar anticipando vibraciones y dar un factor de seguridad a la autonomía de vuelo. El balanceo

dinámico busca reducir las vibraciones en los motores y hélices. Sin embargo, siempre debe considerarse que existirá un mínimo de vibraciones, por lo que las uniones de los componentes deben estar preparadas para soportar estos impactos dinámicos. Durante el vuelo sería una falla catastrófica si unos de los componentes llegaran a aflojarse producto de un mal diseño o ensamble. Finalmente, el factor de seguridad de la autonomía responde al comportamiento físico-químico de las baterías de Lipo. Este tipo de baterías mantienen un voltaje relativamente constante cuando su nivel de energía está sobre el 30% de su capacidad. Sin embargo, cuando se reduce por debajo de este nivel el voltaje entregado se reduce drásticamente, lo que durante el vuelo es otro tipo de falla catastrófica que puede llevar a la destrucción del VANT.



CONCLUSIONES

En el presente trabajo se ha diseñado un Vehículo aéreo no Tripulado (VANT) de tipo multirotor de cuatro hélices el cual está en capacidad de cargar de 1 kg y volar en vientos en contra de hasta 8 m/s. La carga puede traducirse en una cámara, un paquete o una diversa gama de sensores industriales tales como termográficos, infrarrojos, LIDAR, etc.

La revisión del estado del arte reveló que no existe, al menos de manera pública, una metodología adecuada para el dimensionamiento del sistema de potencia. Por tal motivo se propuso una metodología propia para la selección del sistema de propulsión del VANT. Es importante ver que cuando se diseña una aeronave, cada componente tiene una estrecha relación, dado que es imperativo el ahorro de energía y de peso. Esto lleva a la conclusión de que los componentes deben ser seleccionados en conjunto y no de manera aislada.

La ventaja principal de diseñar un VANT frente a la adquisición de un sistema ensamblado radica en la eficiencia y selectividad sobre determinadas características. Los VANT multirotores modernos utilizan motores eléctricos sin escobillas. Estos motores y las hélices con las que operan tienen curvas de trabajo características donde muestran mayores eficiencias en ciertos rangos de trabajo. Los sistemas comerciales son diseñados para una amplia gama de cargas, es decir, tienen un amplio margen de seguridad lo cual indica que en la mayoría de casos el VANT no está operando en su rango óptimo de operación o logra tener la mayor autonomía de vuelo. El diseño orientado bajo requerimientos de diseño permite obtener la mejor configuración posible de eficiencia y autonomía de vuelo, además que permite la personalización y adaptación del VANT con accesorios y dispositivos especiales que no siempre es posible en sistemas con diseños pre-establecidos.

En esta tesis se diseñó un algoritmo que toma como datos de entrada el peso aproximado de la estructura del VANT y restricciones geométricas para seleccionar el sistema de propulsión (motor, hélices, baterías) que permitan la máxima autonomía de vuelo. El proceso es del tipo iterativo y finaliza cuando dos iteraciones consecutivas dan el mismo resultado. La metodología puede ser utilizada para diseñar otros VANT de tipo multirotor, permitiendo a los diseñadores enfocarse en resolver otros retos de ingeniería. Así mismo, el algoritmo puede ser mejorado y ampliado ingresando nuevos componentes en la base de datos diseñada para esta tesis. Además de la selección, también es posible estimar el tiempo de vuelo aproximado en función de la capacidad de las baterías.

Por otro lado, también se realizó los cálculos estructurales, aerodinámicos y de vibraciones. En la parte estructural no se encontró mayores problemas debido a que las cargas sobre el sistema en

operación normal no son elevadas (salvo casos críticos como caídas). El estudio de las vibraciones mostró que la frecuencia de resonancia de los componentes está por encima del rango de trabajo de los motores. Finalmente, el estudio aerodinámico determinó que el VANT está apto para volar en vientos de 26 km/h e inclusive sería capaz de resistir ráfagas de hasta 75 km/h.

Finalmente se presentó el presupuesto para la implementación de este VANT el cual oscila por los US\$6330 dólares americanos. Este costo es menor a un sistema similar comercial ensamblado y es posible reducirlo si se fabrica más de una unidad. Esto es posible gracias al uso de componentes de origen *Opensource*, los cuales nacen bajo la colaboración de varios diseñadores que trabajan de manera colaborativa y gratuitamente. Además, los planos de fabricación de estos dispositivos se encuentran disponibles libremente para que uno pueda modificarlos y fabricarlos por cuenta propia. A esto se suma el uso de componentes modulares y estándares que pueden ser adquiridos a bajo costo en tiendas especializadas por internet.



BIBLIOGRAFÍA

- (Bramwell, 2001) Bramwell, George Done y Balmford, David** Bramwell's Helicopter Dynamics [Libro]. - Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2001.
- (Bouabdallah 2004) Bouabdallah, Samir** Design and Control of an Indoor Micro Quad-Rotor [Publicación] // International Conference of Robotics and Automation. - New Orleans : [s.n.], 2004.
- (Gilbert, 2001) Charles Gilbert** Novuslight [En línea]. - Agosto 25, 2014. - http://www.novuslight.com/how-far-can-you-see-a-lesson-on-ir-cameras_N1015.html.
- (Barreira, 2012) E. Barreira, et al** Thermography Applications in the Study of Buildings Hygrothermal Behaviour [Libro]. - Porto, Portugal : University of Port.
- (Herwitz, 2002) Herwitz et al** Precision Agriculture as a Comercial Application for Solar-Powered UAVs [Publicación] // AIAA UAV Conference. - Portsmouth : [s.n.], 2002.
- (Hextronix, 2014) Hextronix** [En línea]. - Agosto 28, 2014. - www.hobbyking.com.
- (Golightly, 2005) Jones Golightly** Visual Control of an Unmanned Aerial Vehicle for Power Line Inspection [Publicación] // International Conference of Advance Robotics. - Seattle : [s.n.], 2005.
- (Leishman, 2006) Leishman J. Gordon** Principles of Helicopter Aerodynamics [Libro]. - Cambridge : Cambridge University Press, 2006.
- (Ministerio de Energía y Minas, 2008) Ministerio de Energía y Minas** Atlas eólico del Perú. - 2008.
- (Pounds, 2007) Pounds, Paul y Edward, Ian** Design, Construction and Control of a Large Quadrotor Micro Air Vehicle, Phd thesis [Publicación]. - [s.l.] : The Australian National University, 2007. - p. 193.
- (Red de Energía del Perú, 2011) Red de Energía del Perú** Operación de los sistemas de transmisión en 500 kV [Reporte]. - Septiembre 30, 2011.