

UNIVERSIDAD LATINA DE COSTA RICA

**FACULTA DE INGENIERÍAS Y TECNOLOGÍAS DE LA INFORMACIÓN
Y COMUNICACIÓN TIC's**

ESCUELA DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y MECÁNICA

LICENCIATURA EN INGENIERÍA MECÁNICA Y ADMINISTRACIÓN

**Trabajo Final de Graduación para optar por el título de Licenciatura de
Ingeniería Mecánica y Administración**

**Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas
desaparecidas en la montaña**

Autor:

Daniel José Castillo León

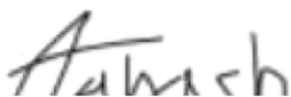
Heredia, Costa Rica

Fecha: 23 de agosto 2021



TRIBUNAL EXAMINADOR

Este proyecto titulado: Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas desaparecidas en la montaña, por el estudiante: Daniel José Castillo León, fue aprobada por el Tribunal Examinador de la carrera de Ingeniería Mecánica y Administración de la Universidad Latina de Costa Rica, Sede Heredia, como requisito para optar por el grado de Licenciatura en Ingeniería Mecánica y Administración:



Ing. Andre Tabash Matamoros

Tutor



Torres Rojas

Ing. Josué

Lector



Ing. Jonathan Hernández Hernández

Representante

Heredia, 10 de septiembre de 2021

Sres.

Miembros del Comité de Trabajos Finales de Graduación

SD

Estimados señores:

He revisado y corregido el Trabajo Final de Graduación, denominado: Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas desaparecidas en la montaña, elaborado por el estudiante Daniel José Castillo León puedan optar por Licenciatura en Ingeniería Mecánica y Administración

Considero que dicho trabajo cumple con los requisitos formales y de contenido exigidos por la Universidad, y por tanto lo recomiendo para su defensa oral ante el Consejo Asesor.

Suscribe cordialmente,



Ing. Andre Tabash Matamoros

Tutor

Heredia, 10 de septiembre de 2021

Sres.

Miembros del Comité de Trabajos Finales de Graduación

SD

Estimados señores:

He revisado y corregido el Trabajo Final de Graduación, denominado: Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas desaparecidas en la montaña, elaborado por el estudiante Daniel José Castillo León puedan optar por Licenciatura en Ingeniería Mecánica y Administración

Considero que dicho trabajo cumple con los requisitos formales y de contenido exigidos por la Universidad, y por tanto lo recomiendo para su defensa oral ante el Consejo Asesor.

Suscribe cordialmente,



_____.

Ing. Josué Torres Rojas

Lector

Carta de aprobación del filólogo

Cartago, 10 de septiembre de 2021

Los suscritos, Elena Redondo Camacho, mayor, casada, filóloga, incorporada a la Asociación Costarricense de Filólogos con el número de carné 0247, portadora de la cédula de identidad número 3-0447-0799 y, Daniel González Monge, mayor, casado, filólogo, incorporado a la Asociación Costarricense de Filólogos con el número de carné 0245, portador de la cédula de identidad número 1-1345-0416, ambos vecinos de Quebradilla de Cartago, revisamos el trabajo final de graduación que se titula: *Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas desaparecidas en la montaña*, sustentado por Daniel José Castillo León.

Hacemos constar que se corrigieron aspectos de ortografía, redacción, estilo y otros vicios del lenguaje que se pudieron trasladar al texto. A pesar de esto, la originalidad y la validez del contenido son responsabilidad directa del autor.

Esperamos que nuestra participación satisfaga los requerimientos de la Universidad Latina de Costa Rica.

ANA ELENA
REDONDO
X CAMACHO (FIRMA)

Firmado digitalmente por
ANA ELENA REDONDO
CAMACHO (FIRMA)
Fecha: 2021.09.10 13:22:43
-06'00'

Elena Redondo Camacho
Filóloga - Carné ACFIL n.º 0247

DANIEL ALBERTO
GONZALEZ
X MONGE (FIRMA)

Firmado digitalmente por
DANIEL ALBERTO
GONZALEZ MONGE (FIRMA)
Fecha: 2021.09.10 13:21:15
-06'00'

Daniel González Monge
Filólogo - Carné ACFIL n.º 0245

DECLARACIÓN JURADA

Yo, Daniel José Castillo León estudiante de la Universidad Latina de Costa Rica, declaro bajo la fe de juramento y consciente de las responsabilidades penales de este acto, que soy Autor Intelectual del Proyecto de Graduación titulado:

Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar a personas desaparecidas en la montaña

Por lo que libero a la Universidad de cualquier responsabilidad en caso de que mi declaración sea falsa.

Firmo en San José, 13 de octubre del 2021

A handwritten signature in blue ink that reads "Daniel Castillo". The signature is written in a cursive style with a large initial 'D'.

Daniel José Castillo León

“Carta autorización del autor (es) para uso didáctico del Trabajo Final de Graduación”

Vigente a partir del 31 de Mayo de 2016, revisada el 24 de Abril de 2020

Instrucción: Complete el formulario en PDF, imprima, firme, escanee y adjunte en la página correspondiente del Trabajo Final de Graduación.

Yo (Nosotros):

Escriba Apellidos, Nombre del Autor(a). Para más de un autor separe con " ; "

Daniel José Castillo León

De la Carrera / Programa: **Ingeniería Mecánica y Administración**

autor(es) del trabajo final de graduación titulado:

Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) diseñado para ubicar personas desaparecidas en la montaña

Autorizo (autorizamos) a la Universidad Latina de Costa Rica, para que exponga mi trabajo como medio didáctico en el Centro de Recursos para el Aprendizaje y la Investigación (CRAI o Biblioteca), y con fines académicos permita a los usuarios su consulta y acceso mediante catálogos electrónicos, repositorios académicos nacionales o internacionales, página Web institucional, así como medios electrónicos en general, Internet, intranet, DVD, u otro formato conocido o por conocer; así como integrados en programas de cooperación bibliotecaria académicos, que permitan mostrar al mundo la producción académica de la Universidad a través de la visibilidad de su contenido.

De acuerdo a lo dispuesto en la Ley No. 6683 sobre derechos de autor y derechos conexos de Costa Rica, permita copiar, reproducir o transferir información del documento, conforme su uso educativo y debiendo citar en todo momento la fuente de información; únicamente podrá ser consultado, esto permitirá ampliar los conocimientos a las personas que hagan uso, siempre y cuando resguarden la completa información que allí se muestra, debiendo citar los datos bibliográficos de la obra en caso de usar información textual o paráfrasis de la misma.

La presente autorización se extiende el día (Día, fecha) **viernes 10** del mes **setiembre** de año **2021** a las **8:00 pm**. Asimismo doy fe de la veracidad de los datos incluidos en el documento y eximo a la Universidad de cualquier responsabilidad por su autoría o cualquier situación de perjuicio que se pudiera presentar.

Firma(s) de los autores

Según orden de mención al inicio de ésta carta:

Daniel Castillo

Agradecimiento

Al concluir una etapa de mi vida quiero extender un profundo agradecimiento a quienes hicieron posible este sueño y siempre fueron fuente de inspiración, fuerza, apoyo y fortaleza. Esta mención en especial es para mi mamá y abuela. Muchas gracias a ustedes por demostrarme que “El querer es poder”, ya que ellas dos realizaron incontables hazañas y sacrificios en su historia para permitirme a mí seguir en mi desarrollo de formación hacia el triunfo. Mi gratitud, también a la Escuela de Ingeniería y a todas las personas docentes que en las buenas y en las malas me ayudaron a salir adelante.

Resumen

Los vehículos aéreos no tripulados tienen un sinnúmero de aplicaciones, como la mayoría de los avances tecnológicos estos comenzaron a utilizarse con propósitos militares, con el fin de salvar o acabar con vidas humanas. Por lo tanto, se empleaban para hacer misiones en las cuales se comprometía la integridad humana y también misiones para acabar con la vida de personas. En la actualidad, aunque todavía se utilizan en la milicia, se pueden encontrar en diferentes campos de la ciencia; por ejemplo, en la industria agrícola para esparcir los pesticidas y evitar que los insectos se coman los cultivos. Últimamente, los distintos cuerpos de primeros auxilios emplean drones para la búsqueda de personas desaparecidas en la montaña o desiertos. Sin embargo, uno de los mayores problemas es que solo las instituciones con muchos recursos económicos son capaces de adquirir estos vehículos. En mayo de este año una mujer de 39 años se perdió en el cerro Chirripó, los guardaparques pasaron varios días buscándola hasta que al no obtener resultados decidieron contactar a la Cruz Roja para que se uniera a la búsqueda. Según Marín (2021): “En el SINAC indican que, si en la tarde no dan con la mujer, solicitarán ayuda a miembros de la Cruz Roja para una búsqueda más avanzada” (s. p.). Tal vez si los guardaparques hubieran contado con otra opción para su búsqueda hubieran encontrado a la mujer con vida. Una de las maneras en la que se podría solucionar ese problema sería construir un VANT más económico que cualquier persona pueda hacer y volar. En el presente documento se busca una forma en la cual se pueda llevar a cabo un aeromodelo económico y que cumpla con todas las características necesarias para hacer un vuelo estable y continuo. Para realizar un VANT económico y funcional primero se necesita conocer los principios básicos de la aerodinámica, como la sustentación y resistencia de los perfiles aerodinámicos, así como conocer sobre las fuerzas que se ejercen en el aeromodelo y cómo contrarrestarlas. Una vez que se conozcan todos los conceptos se utiliza la teoría aerodinámica tradicional para hacer un análisis de fuerzas. Una de las formas en las cuales se puede corroborar los resultados es mediante las simulaciones en *software* especializados como ANSYS y SolidWorks, para este trabajo se utilizó Flow Simulation de SolidWorks. Cuando se corroboren los resultados se busca el sistema de propulsión adecuado para llevar a cabo el vuelo. Para finalizar, se elaboran planos en AutoCAD junto con una lista de materiales y precios para que cualquier persona pueda construir el VANT.

Índice

Capítulo I. Problema y propósito	1
1.1. Síntoma	2
1.2. Causas	2
1.3. Pronóstico.....	2
1.4. Control al pronóstico.....	3
1.5. Formulación del problema	3
1.6. Sistematización del problema	3
1.7. Objetivo general	3
1.8. Objetivos específicos	3
1.9. Estado actual de la investigación	4
Capítulo II. Marco teórico.....	5
2.1. Marco situacional	6
2.1.1. Ingeniería del dron.....	6
2.1.2. Aplicaciones y usos de los drones.	7
2.1.3. Partes de un VANT tipo aeroplano.	8
2.1.3.1. Componentes externos.....	8
2.1.3.2. Componentes internos.	10
2.2. Marco conceptual	12
2.2.1. Fuerzas que actúan en el vuelo.....	13

2.2.2. Empuje.....	15
2.2.3. Peso.....	15
2.2.4. Sustentación.....	15
2.2.5. Resistencia.....	17
2.2.6. Centro de gravedad.....	18
2.2.7. Tipos de ala y terminología de perfiles.....	19
2.2.8. Tipos de perfiles.....	20
2.2.9. Terminología.....	22
2.2.10. Designaciones de los perfiles.....	22
2.2.11. Geometría del ala.....	24
2.2.12. Diedro.....	26
2.2.13. Curvas polares.....	27
2.2.14. Sistemas de propulsión.....	29
2.2.15. Baterías.....	29
2.2.15.1. Níquel-cadmio.....	29
2.2.15.2. Níquel-hidruro metálico.....	30
2.2.15.3. Litio-ion.....	31
2.2.15.4. Litio-polímero.....	32
2.2.16. Motores eléctricos.....	33
2.2.16.1. Motor con escobillas.....	33

2.2.16.2. Motores sin escobillas.....	34
2.2.17. Variadores de velocidad (ESC).	35
2.2.18. Modos de vuelo.	36
2.2.19. SolidWorks.....	38
2.2.20. Seguridad de vuelo.	39
2.3. Hipótesis.....	41
2.4. Limitaciones.....	41
2.5. Alcances.....	41
Capítulo III. Desarrollo.....	42
3.1. Dimensiones y características del dron por construir.....	43
3.2. Sustentación del ala.....	44
3.3. Resistencia de dron.....	49
3.4. Sustentación y resistencia.....	53
3.5. Simulación del perfil alar en SolidWorks.....	53
3.6. Sistema de propulsión.....	57
3.7. Sistema de propulsión estático con batería descargada.....	58
3.8. Sistema de propulsión estático con batería cargada.....	60
3.9. Revoluciones por minuto del motor.....	61
3.10. Construcción de VANT.....	62
3.11. Pasos.....	63

3.11.1. Paso 1: Planos.....	63
3.11.2. Paso 2: Cartón foam.	64
3.11.3. Paso 3: Recorte.....	65
3.11.4. Paso 4: Piezas móviles.....	66
3.11.5. Paso 5: Unión del fuselaje.	66
3.11.6. Paso 6: Instalación de servomotores.....	67
3.11.7. Paso 7: Sistema eléctrico.....	67
3.11.8. Paso 8: Ensamblaje.....	71
3.11.9. Paso 9: Pintura.....	72
3.11.10. Paso 10: Unión.	73
Capítulo IV. Conclusiones y recomendaciones	74
4.1. Conclusiones	75
4.2. Recomendaciones.....	75
Bibliografía.....	77
Anexos	80
Anexo 1. Caddx Nébula Provista.....	80
Anexo 2. Caddx Baby Turtle	80
Anexo 3. Lista de símbolos.....	81

Índice de figuras

Figura 1 Vehículo aéreo no tripulado	7
Figura 2 Estructura interna del ala	9
Figura 3 Flaps del avión.....	10
Figura 4 Empenaje de un avión	10
Figura 5 Receptor.....	11
Figura 6 Servomotor	11
Figura 7 Sistema de propulsión eléctrico.....	12
Figura 8 Presiones que se ejercen solo las alas.....	14
Figura 9 Fuerzas que actúan sobre un VANT.....	14
Figura 10 Curvatura alar	16
Figura 11 CL Máximo	17
Figura 12 Resistencia de experimenta un avión	18
Figura 13 Centro de gravedad.....	19
Figura 14 Perfil cóncavo convexo	20
Figura 15 Perfil Plano convexo.....	20
Figura 16 Perfil semisimétrico.....	21
Figura 17 Perfil simétrico	21
Figura 18 Perfil autoestable	22
Figura 19 Terminología del ala.....	22
Figura 20 Perfil NACA 0015 y NACA 4415.....	24
Figura 21 Ala rectangular	25

Figura 22 Ala trapezoidal.....	25
Figura 23 Ángulo diedro en aviones.....	26
Figura 24 Distintos tipos de diedro en aviones.....	27
Figura 25 Tabla polar perfil Bruxel 36.....	28
Figura 26 Tabla polar NACA 0012.....	29
Figura 27 Batería níquel-cadmio.....	30
Figura 28 Batería níquel- hidruro metálico.....	31
Figura 29 Batería Litio-ion.....	32
Figura 30 Batería Litio-polímero.....	33
Figura 31 Motor eléctrico con escobillas.....	34
Figura 32 Motor eléctrico sin escobillas.....	35
Figura 33 Variador de velocidad.....	36
Figura 34 Radio control.....	36
Figura 35 Modo 1 de vuelo.....	37
Figura 36 Modo 2 de vuelo.....	37
Figura 37 Modo 3 de vuelo.....	38
Figura 38 Modo 4 de vuelo.....	38
Figura 39 Logotipo de SolidWorks.....	39
Figura 40 Coeficiente de sustentación perfil Bruxel 36.....	44
Figura 41 Coeficiente de resistencia perfil Bruxel 36.....	46
Figura 42 Coeficiente de sustentación perfil NACA 0012.....	48
Figura 43 Coeficiente de resistencia perfil NACA 0012.....	50
Figura 44 Número de Reynolds y coeficiente de figuras geométricas.....	51

Figura 45	Recreación del perfil Bruxel vista superior	54
Figura 46	Recreación del perfil Bruxel vista lateral	54
Figura 47	Cambio de presiones en perfil Bruxel 36 vista superior.....	55
Figura 48	Cambio de presiones en perfil Bruxel 36 vista inferior.....	56
Figura 49	Recreación de túnel de viento.....	57
Figura 50	Sistema de propulsión estático con batería descargada	59
Figura 51	Sistema de propulsión estático con batería cargada	60
Figura 52	Planos en AutoCAD	64
Figura 53	Planos en cartón foam	65
Figura 54	Recorte de timón vertical.....	65
Figura 55	Alas del dron.....	66
Figura 56	Fuselaje.....	67
Figura 57	Instalación de servomotores	67
Figura 58	Diagrama del sistema eléctrico.....	68
Figura 59	Receptor flysky.....	69
Figura 60	Batería LiPo Zee.....	70
Figura 61	Variador de velocidad.....	70
Figura 62	Servomotor	71
Figura 63	Motor eléctrico sin escobillas.....	71
Figura 64	Fuselaje con empenaje.....	72
Figura 65	Unión del VANT	72
Figura 66	Pintura.....	73
Figura 67	Vehículo aéreo no tripulado	73

Índice de tablas

Tabla 1 Pesos y velocidades ideales sugeridos	43
Tabla 2 Características del ala	43
Tabla 3 Posibles medidas de las alas	45
Tabla 4 Dimensiones del fuselaje y empenaje del dron.....	47
Tabla 5 Sustentación de la aeronave a distintas velocidades	49
Tabla 6 Dimensiones del fuselaje	51
Tabla 7 Resistencia aerodinámica a diferentes velocidades	52
Tabla 8 Resumen de sustentación y resistencia a diferentes velocidades.....	53
Tabla 9 Resultados de simulación.....	55
Tabla 10 Sistema de propulsión por utilizar	58
Tabla 11 Revoluciones del motor a diferentes voltajes	61
Tabla 12 Lista de materiales	62

Capítulo I. Problema y propósito

1.1. Síntoma

Cuando las personas no tienen ningún tipo de referencia fiable que les ayude a determinar la dirección correcta, empiezan a caminar en círculos. Esto pasa porque las personas no están familiarizadas con un lugar y no disponen de ningún punto de referencia que les sirva para guiarse, ya sea de un mapa, brújula o GPS.

Una expedición de rescate es sumamente costosa, ya que se debe desplegar a muchas personas calificadas. Estas personas tienen que contar con helicópteros, aviones y equipo muy costoso, por lo que en ciertos escenarios los rescatistas no logran llegar a tiempo para salvar a la persona.

1.2. Causas

Nadie se pierde por voluntad propia, pero una vez que esto pasa la persona deja de pensar con claridad y empieza a tomar decisiones que no son correctas. Una de las principales causas de extravío es que las personas no siguen las instrucciones y se salen de los senderos.

Existen ocasiones en las que los senderos no están marcados y tienen que guiarse utilizando mapas, brújulas o un GPS y si estos dispositivos fallan dejan al explorador sin ningún tipo de ayuda. En otros escenarios los excursionistas sufren algún tipo de lesión, ya sea un esguince, una quebradura o alguna herida que impide que la persona salga por cuenta propia, por lo que una brigada de rescate tiene que ayudarlos. Uno de los mayores problemas en la actualidad es que los rescatistas no encuentran a las personas a tiempo para salvarles la vida, pues los dispositivos que se encuentran en el mercado tienen un precio muy elevado, por lo que no todas las instituciones pueden adquirirlos.

1.3. Pronóstico

Debido a que no hay muchas opciones en el mercado en cuanto a dispositivos de rescate que sean innovadores y más económicos, si no se resuelve este problema los rescatistas tendrían que seguir utilizando los métodos convencionales para rescatar a los exploradores y estos no son efectivos en todos los casos.

1.4. Control al pronóstico

Para la solución de este problema se pretende elaborar un vehículo aéreo no tripulado (VANT) que cuente con una cámara para que los rescatistas puedan cubrir más terreno en menos tiempo. De esta manera, se optimizan las búsquedas de rescate y aumentan las posibilidades de encontrar a los exploradores extraviados.

1.5. Formulación del problema

La problemática por resolver en este proyecto consiste en buscar una mejor forma de poner una cámara en el aire para encontrar con mayor facilidad a las personas extraviadas en la montaña.

1.6. Sistematización del problema

Llevar a cabo una caracterización de un vehículo aéreo no tripulado (VANT) que consista en obtener la distribución de las cargas del vehículo mediante cálculos aerodinámicos, seguido de una comprobación de los resultados utilizando un *software* (SolidWorks o ANSYS) para después finalizar una prueba de vuelo para corroborar los datos obtenidos.

1.7. Objetivo general

Diseñar un vehículo aéreo no tripulado (VANT) con el que se conozcan cuáles son las principales características de vuelo, utilizando cálculos teóricos de aerodinámica, simulaciones de vuelo en SolidWorks y pruebas de vuelo, con el fin de que se facilite la búsqueda de personas desaparecidas en la montaña.

1.8. Objetivos específicos

Los objetivos específicos de la investigación son los siguientes:

1. Comprobar que los parámetros encontrados son los adecuados para que se realice un vuelo seguro.
2. Realizar simulaciones en SolidWorks con las que se corroboren los resultados utilizando los cálculos tradicionales.
3. Llevar a cabo la estimación de costos para que se determine el precio final del VANT.

4. Seleccionar un sistema de propulsión óptimo con el que se tenga un vuelo estable.

1.9. Estado actual de la investigación

Para el presente estudio se necesitan conocimientos básicos de sustentación, resistencia, análisis de fuerzas y aerodinámica básica para que se pueda comprender el comportamiento de un avión en el aire y la relación que existe entre estos conceptos y el alcance de sustentación que posee el VANT. Además, se requieren conocimientos de diseño para recrear el VANT en computadora.

Capítulo II. Marco teórico

2.1. Marco situacional

Un vehículo aéreo no tripulado (VANT) o dron es un tipo de aeronave, la cual no lleva ningún tipo de piloto ni tripulantes y se controla de manera autónoma o remota. El tamaño de los drones varía según su funcionamiento y la aplicación, estas abarcan desde escalas reales, similar a las tripuladas, hasta aquellas en miniatura.

Los drones se han desarrollado y puesto en servicio hace muy pocos años, éstos pueden ser usados en infinidad de tareas que el humano no puede o no quiere realizar, o simplemente son demasiado peligrosas como la exploración o la limpieza de residuos tóxicos, y como no podía ser de otro modo, para fines bélicos (Garciglia, 2021, s. p.).

Debido a que los drones son tan diferentes unos de otros, también lo es su sistema de propulsión, ya que este varía de la aplicación que se le da al vehículo, esto aplica tanto para vehículos de ala fija (aviones) como para los de alas rotatorias (helicópteros). Entre los sistemas de propulsión que más se utilizan se encuentran los que emplean motores de diésel, motores de reacción y motores eléctricos. Los que usan motores de diésel y reacción normalmente son de mayor tamaño y están destinados a vuelos más largos, en cambio, los que utilizan motores eléctricos son de menor tamaño y para vuelos más cortos.

2.1.1. Ingeniería del dron. Para elevar la eficiencia y la efectividad de los drones estos tienen que estar diseñados y contruidos con materiales muy ligeros y resistentes. Esto para aumentar la capacidad de maniobra y su precisión en el momento de llevar a cabo la tarea para la cual se construyeron. Según Garciglia (2021):

Los drones con estas características son fabricados en miles de dólares, ya que mayormente son utilizados en servicios militares, por la alta precisión con que se manejan. Con ellos se han llevado a cabo tareas importantes en prevención de ataques terroristas, localización de bombas y dispositivos peligrosos. Estos modelos tienen forma de avión y han sido desarrollados por potencias militares como Inglaterra, Israel, Noruega y sobre todo Estados Unidos (s. p.).



Figura 1

Vehículo aéreo no tripulado

Fuente: Adeva (2021).

2.1.2. Aplicaciones y usos de los drones. Los drones actualmente tienen un sinnúmero de aplicaciones, conforme avanza la tecnología el mercado de los vehículos aéreos no tripulados se diversifica. Hace unos años la mayoría de los drones se utilizaba para fines militares, pero ahora aparte de la industria militar también cumplen funciones en áreas como:

- Fines geológicos: Cada día las personas buscan nuevas formas para mantenerse seguras, ya sea en los trabajos o en cualquier actividad cotidiana.

En todo el mundo los drones se utilizan para acceder a zonas peligrosas para el ser humano. Tal es el caso de los volcanes en actividad. Los drones son capaces de tomar muestras del interior del volcán y de las cenizas que emite, permitiendo predecir erupciones logrando alertar con mayor anticipación a las poblaciones cercanas (Donweb Agencia de Noticias Tecnológicas, 2014, s. p.).

Esta información también se utiliza para profundizar en la investigación científica del estudio del centro de la tierra.

- Búsqueda de personas desaparecidas: Un pequeño vehículo aéreo puede buscar personas desaparecidas en lugares abiertos o de difícil acceso como zonas montañosas, bosques, desiertos, entre otros.

El bajo coste de estos drones comparados con el coste de un helicóptero tradicional los hace idóneos para esta tarea (un helicóptero tradicional es al menos de 30 a 60 veces más caro, y supone riesgo de vidas humanas, alto consumo de combustible) (Intelligence Dynamics, 2012, s. p.).

- **Prevención y control de incendios:** Los bosques secos son una zona de alto peligro, ya que con una pequeña chispa puede ocasionarse un incendio muy breve, el cual puede afectar la flora y la fauna de una región. Según Intelligence Dynamics, (2012): “El vehículo no tripulado puede supervisar una amplia zona boscosa desde el aire, sin riesgo de vidas humanas y reduciendo los costes comparados con los activos humanos necesarios para desarrollar la misma tarea” (s. p.).
- **Investigaciones arqueológicas:** Algunos tipos de drones se utilizan actualmente para tomar fotos y muestras de lugares de difícil acceso, como zonas montañosas, bosques, desiertos, entre otros. El utilizar este tipo de vehículos también acelera las investigaciones. “En Perú se utilizaron los VANT para estudiar las ruinas de Cerro Chepén obteniendo más de 700.000 fotografías en sólo diez minutos, casi 50 veces más fotos que las que se pueden obtener por otros medios” (Donweb Agencia de Noticias Tecnológicas, 2014, s. p.).

2.1.3. Partes de un VANT tipo aeroplano. Los drones tipo aeroplano cuentan con dos conjuntos de partes. Los componentes externos, los cuales están conformados por el fuselaje, las alas, los flaps y el empenaje y los componentes internos que son todos los dispositivos electrónicos para que el VANT vuele, como el receptor, los servomotores y el sistema de propulsión eléctrico.

2.1.3.1. Componentes externos. A continuación, se desarrollan los componentes externos.

- **Fuselaje:** Es la parte del dron donde se almacenan todos los componentes electrónicos y también la carga adicional que se le quiera colocar. Normalmente, tiene forma cilíndrica, pero esto varía según sus necesidades. En esta parte es donde van acoplados el empenaje y las alas.

- Alas: Las alas de cualquier aeronave siempre son una de las partes de mayor estudio, ya que estas son las encargadas que proporcionan estabilidad y sustentación en el aire.

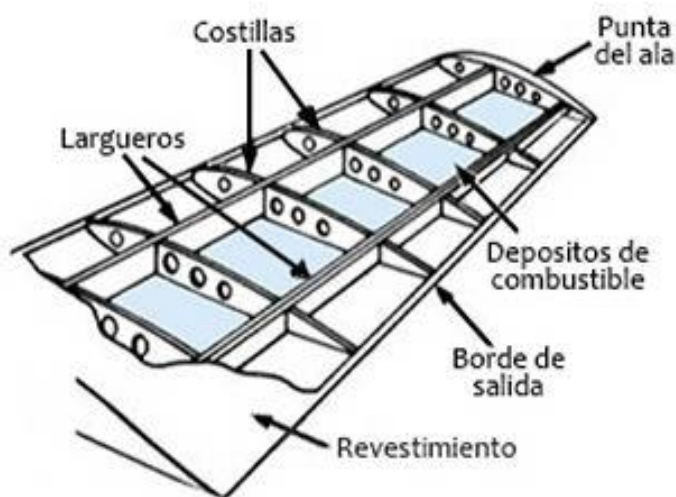


Figura 2

Estructura interna del ala

Fuente: Muñoz (s. f.).

De acuerdo con Partesdel.com (2017):

Es la parte estructural del avión, donde se produce la sustentación que es lo que hace volar al avión. El diseño, la cantidad, la estructura superficial de las alas y su sección transversal varían acorde al tamaño y a la actividad que realizará el aeroplano. Las alas suelen tener ciertas superficies móviles o flexibles que le permite ejecutar ciertas funciones de despegue, vuelo y aterrizaje. Según el lugar donde las alas son colocadas, se puede llegar a clasificar los aeroplanos en tres tipos: aeroplanos de ala alta, que tienen estructura de soporte que logran distribuir a la estructura del fuselaje las cargas de vuelo y de aterrizaje; de ala media y aeroplano de ala baja. (s. p.).

- Flaps: Es la parte de aeroplano que abarca desde la zona próxima donde se unen las alas y el fuselaje hasta la mitad del ala. Los flaps solo se encargan de crear más sustentación. “Cuando el aeroplano está en vuelo nivelado estos flaps se retraen, pero cuando son extendidos se llegan a mover simultáneamente en dirección hacia abajo,

lo cual llega a aumentar la sustentación del ala al aterrizar o al despegar” (Partesdel.com, 2017, s. p.).



Figura 3

Flaps del avión

Fuente: Muñoz (s. f.).

- **Empenaje:** Es todo el conjunto que conforma la cola, en este se encuentra el timón vertical y también el timón horizontal, los cuales se encargan de la maniobrabilidad del dron. Además, provocan sustentación a la aeronave.

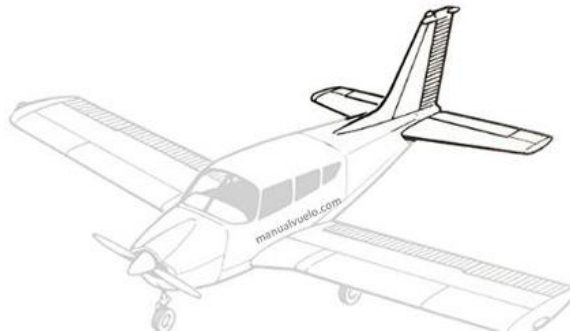


Figura 4

Empenaje de un avión

Fuente: Muñoz (s. f.).

2.1.3.2. Componentes internos. Los componentes internos son los siguientes:

- **Receptor:** Es el encargado de recibir la señal que proviene del radio e interpretarla. En el receptor se conectan todos los sensores y servomotores. Normalmente, los

receptores también son los encargados de proporcionar la corriente a los sensores y servomotores. Según la aeronave pueden tener varios receptores.



Figura 5

Receptor

Fuente: Tico FPV (2021).

- **Servomotores:** Son los encargados del funcionamiento mecánico de todas las partes móviles de los drones; alerones, flaps, timón vertical, timón horizontal y todos los accesorios extras, estos pueden ser sensores o cámaras. Hay muchos modelos y variaciones con diferentes características y tamaños, entre las características más valiosas están la velocidad y el torque. Normalmente, para los drones de mediano tamaño se utilizan microservos.



Figura 6

Servomotor

Fuente: Devobox (2021).

Sistemas de propulsión eléctricos: Está conformado por el motor, la hélice, el variador de velocidad y la batería. Estos componentes son los encargados de la propulsión de la aeronave en

aire. De acuerdo con Montoya (2015): “Actualmente existen diferentes tipos de sistemas de propulsión, así como aplicaciones, entre los más comunes se encuentran los de hélice de paso fijo, hélice de paso variable y paso controlado” (s. p.).



Figura 7

Sistema de propulsión eléctrico

Fuente: Hobby King (2021).

2.2. Marco conceptual

Para comenzar a llevar a cabo todos los cálculos aerodinámicos es indispensable conocer sobre algunos términos aerodinámicos como la presión dinámica, la temperatura del aire y la densidad del aire. En primer lugar, Torrico (2005) define la presión dinámica como:

La presión dinámica es la que produce el aire en virtud de su velocidad. La presión total del aire es la suma de ambas. A mayor velocidad del aire, mayor será la presión dinámica y menor la presión estática, en tanto que, a menor velocidad, mayor presión estática y menor presión dinámica (s. p.).

De lo anterior se puede deducir que para que el dron tenga un vuelo más estable y que no sufra pérdidas por fricción se recomienda volar a velocidades altas. Otro factor que afecta a la hora del vuelo es la temperatura a la cual se encuentra el aire, el calor del sol atraviesa la atmósfera sin elevar significativamente su temperatura, de igual manera, esta energía es absorbida por la Tierra, lo que provoca que esta se caliente y eleve su temperatura.

La temperatura cambia de manera inversamente proporcional a la altura, “*a mayor altura menor temperatura*”. La magnitud de este cambio es de aproximadamente 6,5 C cada 1000 metros, o lo que es igual 1,98 C cada 1000 pies. Estos valores son válidos desde el

nivel del mar hasta una altitud de 11000 metros. (36.090 pies); a alturas superiores la temperatura se considera que tiene un valor constante de -56,5 C (Torrico, 2005, s. p.).

Para finalizar con los conceptos básicos se encuentra la densidad del aire. Esta densidad es igual a la de cualquier cuerpo, ya sea sólido, líquido o gaseoso y expresa la cantidad de masa de este por unidad de volumen.

$$\rho = \frac{m}{V}$$

Donde:

m = masa de aire.

V = Volumen de aire.

2.2.1. Fuerzas que actúan en el vuelo. Al tener un objeto en un plano inclinado y con el viento en contra se producirá sustentación, por eso, es tan importante tener un perfil aerodinámico para aprovechar al máximo las fuerzas. Un ala es un ejemplo de diseño avanzado de perfil aerodinámico, ya que cuando el aire la golpea a cierta velocidad este supera su peso y alza vuelo. Según Torrico (2005):

El ala produce un flujo de aire en proporción a su ángulo de ataque (a mayor ángulo de ataque mayor es el estrechamiento en la parte superior del ala) y a la velocidad con que el ala se mueve respecto a la masa de aire que la rodea; de este flujo de aire, el que discurre por la parte superior del perfil tendrá una velocidad mayor (efecto Venturi) que el que discurre por la parte inferior (s. p.).

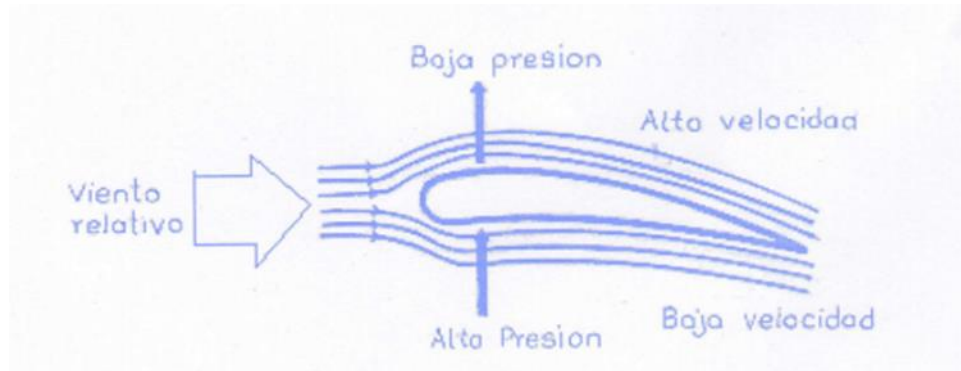


Figura 8

Presiones que se ejercen solo las alas

Fuente: Torrico (2005).

En la Figura 8 se aprecia que la superficie superior del ala soporta menos presión que la superficie inferior, ya que al haber mayor velocidad se produce un flujo laminar. Esta diferencia de presiones produce una fuerza aerodinámica que empuja al ala de la zona de mayor presión, la zona inferior del ala.

Si se elabora un diagrama de fuerzas se podría observar todas las fuerzas que actúan sobre el objeto de estudio, unas fuerzas favorables y otras desfavorables. De todas las fuerzas que actúan sobre un aeroplano en vuelo, las básicas y principales porque afectan a todas las maniobras son cuatro, sustentación, peso, empuje y resistencia.



Figura 9

Fuerzas que actúan sobre un VANT

Fuente: Torrico (2005).

Torrino (2005) afirma:

Estas cuatro fuerzas actúan en pares; la sustentación es opuesta al peso, y el empuje o tracción a la resistencia, siendo el W (peso del avión) y otra horizontal T (empuje o tracción de los motores). Estas dos fuerzas están equilibradas por otras dos que son L (sustentación) y D (Resistencia aerodinámica) (s. p.).

2.2.2. Empuje. El empuje de una aeronave lo proporciona el sistema de propulsión. Este desplaza el avión hacia adelante a través del aire. En el caso de los drones normalmente es un sistema eléctrico. El factor que más lo perjudica es la resistencia aerodinámica que pueda tener el vehículo.

2.2.3. Peso. Según Torrico (2005):

La dirección y el sentido de peso son verticales hacia el centro de la Tierra. Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar” el efecto de estas dos fuerzas negativas, peso y resistencia, mediante otras dos fuerzas positivas de sentido contrario, sustentación y empuje respectivamente. Así, el empuje ha de superar la resistencia que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire (s. p.).

Si esto se elabora en un diagrama de fuerzas el peso de una aeronave es una fuerza desfavorable, cuanto más pese el avión más sustentación necesitarán las alas para hacer el despegue.

2.2.4. Sustentación. La sustentación es la fuerza perpendicular al viento que se desarrolla por medio de un perfil aerodinámico en el aire. Entre los factores que más afectan la sustentación se encuentra la forma del perfil de ala y la velocidad del fluido. A mayor curvatura del perfil mayor diferencia de velocidad entre las superficies superior e inferior del ala, esto genera una diferencia de presiones, lo que ocasiona una correcta sustentación.

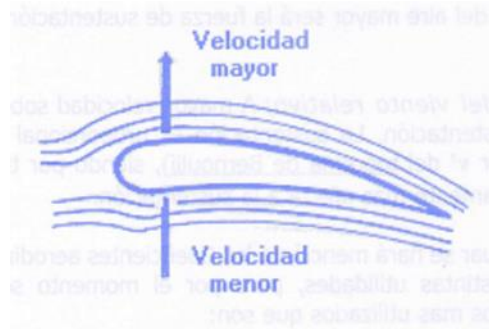


Figura 10
Curvatura alar

Fuente: Torrico (2005).

De acuerdo con Torrico (2005):

La curvatura de un ala típica moderna es solo de un 1% o un 2%. La razón por la cual no se hace más curvada, es que un incremento de esta curvatura requeriría una superficie inferior cóncava, lo cual ofrece dificultades de construcción. Otra razón, es que una gran curvatura solo es realmente beneficiosa en velocidades cercanas a la pérdida (despegue y aterrizaje) (se llama pérdida cuando ya no se genera sustentación), y para tener más sustentación en esos momentos es suficiente con extender los flaps (s. p.).

En el momento de sacar la sustentación de una aeronave es necesario tener en cuenta el tamaño mínimo, el cual puede tener el ala, el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico y el ángulo de ataque del ala. Torrico (2005) señala:

La superficie alar: Cuanto más grandes sean las alas, mayor será la superficie sobre la que se ejerce la fuerza de sustentación. Pero hay que tener en cuenta que perfiles muy curvados o alas muy grandes incrementan la resistencia del avión al ofrecer mayor superficie enfrentada a la corriente de aire).

Coeficiente de sustentación (CL): Este coeficiente indica la fuerza de sustentación o levantamiento que se genera en una pulgada cuadrada de la superficie del ala.

Ángulo de ataque: Si se aumenta el ángulo de ataque es como si se aumentara la curvatura de la parte superior del perfil, o sea el estrechamiento al flujo de aire, y por tanto la diferencia de presiones y en consecuencia la sustentación. En la figura se ve de

forma general como aumenta el coeficiente de sustentación (CL) con el ángulo de ataque hasta llegar al CL) máximo, a partir del cual la sustentación disminuye con el ángulo de ataque. Los valores y la forma de la curva en la gráfica dependerán de cada perfil concreto (s. p.).

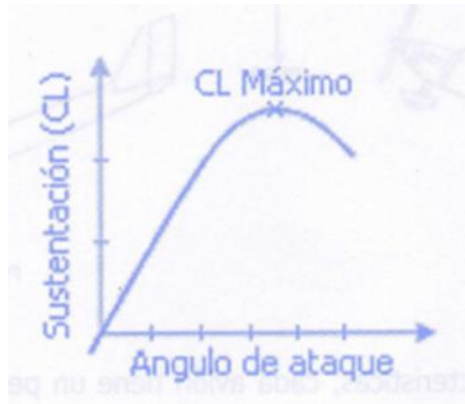


Figura 11
CL Máximo

Fuente: Torrico (2005).

La fórmula correspondiente es:

$$L = CL \times q \times S$$

Donde:

CL: Coeficiente de sustentación.

Q: presión aerodinámica ($1/2 \rho v^2$ siendo ρ la densidad y v la velocidad del viento relativo).

S: Superficie alar.

Por lo tanto, la sustentación quedaría:

$$L = \frac{1}{2} \times CL \times \rho \times v^2 \times S$$

2.2.5. Resistencia. La resistencia es la fuerza que retarda el movimiento de un aeroplano, hacer la aeronave lo más aerodinámicamente posible hará que la fuerza disminuya

considerablemente. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento. Al igual que la sustentación, para averiguarla se necesita la superficie alar y el coeficiente de resistencia aerodinámico.

Coeficiente de resistencia (CD): Este coeficiente indica la fuerza de resistencia con la que se opone las corrientes de aire al avance del ala y esta se toma aplicada en una pulgada cuadrada del ala. este valor varía dependiendo del tipo de perfil del ala que se tiene y también depende del ángulo de ataque al que se mueve el perfil (Torrigo, 2005, s. p.).



Figura 12

Resistencia de experimenta un avión

Fuente: Torrigo (2005).

La fórmula de la resistencia tiene la misma forma que la de la sustentación:

$$D = CD \times q \times S$$

Donde:

CD: Coeficiente de resistencia.

Q: presión aerodinámica ($\frac{1}{2}d v^2$ siendo d la densidad y v la velocidad del viento relativo).

S: Superficie alar.

Por lo tanto, la sustentación quedaría:

$$D = \frac{1}{2} \times CD \times p \times S \times v^2$$

2.2.6. Centro de gravedad. De acuerdo con Osorio (2020):

Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso, El

C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G. La situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones tiene una importancia enorme en la estabilidad y controlabilidad del avión (s. p.).

Este punto del avión es el que debe tener el mejor balance para asegurar un vuelo estable, normalmente, el punto de gravedad se encuentra en un rango de un 20 % a 30 % de la cuerda del ala. Si este se sale de estos valores el avión no tendrá el vuelo más estable.

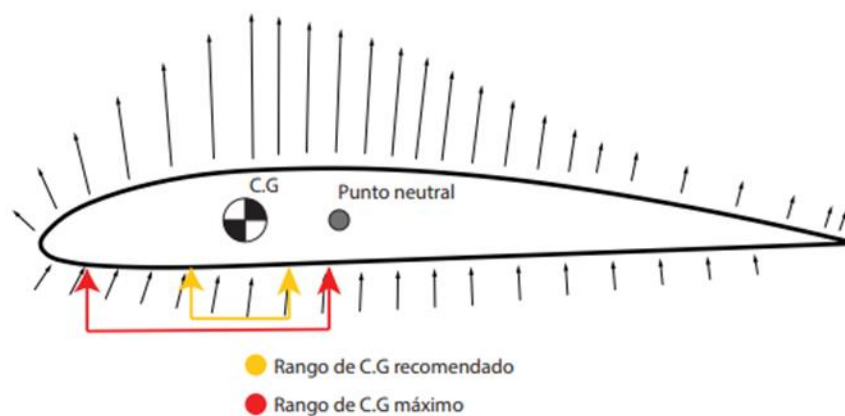


Figura 13

Centro de gravedad

Fuente: Osorio (2020).

2.2.7. Tipos de ala y terminología de perfiles. Como se explicó, un ala es una superficie diseñada para producir sustentación cuando el aire se mueve a través de ella. Un perfil del ala es la superficie que aparece al seccionar perpendicularmente a un ala. Cuanto más aerodinámico sea el perfil, mayor será su sustentación y menor su resistencia. Osorio (2020) menciona al respecto:

Perfil: Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos esta transversalmente “como en rodajas”. Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles (“rodajas”) son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala (s. p.).

2.2.8. Tipos de perfiles. Osorio (2020) señala los siguientes:

- **Cóncavo convexo:** Bueno para modelos de vuelo lento, genera mucha sustentación, pero también crea más resistencia.



Figura 14

Perfil cóncavo convexo

Fuente: Osorio (2020).

- **Plano convexo:** Mejor por la facilidad de construcción, pero crea más resistencia que un perfil aerodinámico más común como el semisimétrico.



Figura 15

Perfil Plano convexo

Fuente: Osorio (2020).

- **Semisimétrico:** La mejor relación de sustentación-resistencia para la mayoría de las aplicaciones, aviones deportivos, planeadores y aviones semiacrobáticos.



Figura 16

Perfil semisimétrico

Fuente: Osorio (2020).

- Simétrico: Principalmente, para aviones acrobáticos, corta el aire de manera uniforme y genera la misma sustentación en orientación hacia arriba o hacia abajo. Se considera ideal para acrobacias aéreas de precisión.



Figura 17

Perfil simétrico

Fuente: Osorio (2020).

- Autoestable: Ofrece propiedades de autoestabilidad y por ese motivo se usa principalmente en alas voladoras.



Figura 18
Perfil autoestable

Fuente: Osorio (2020).

2.2.9. Terminología. Para diferenciar los distintos perfiles aerodinámicos que existen estos tienen propiedades y dimensiones diferentes, cada uno tiene sus ventajas y desventajas.

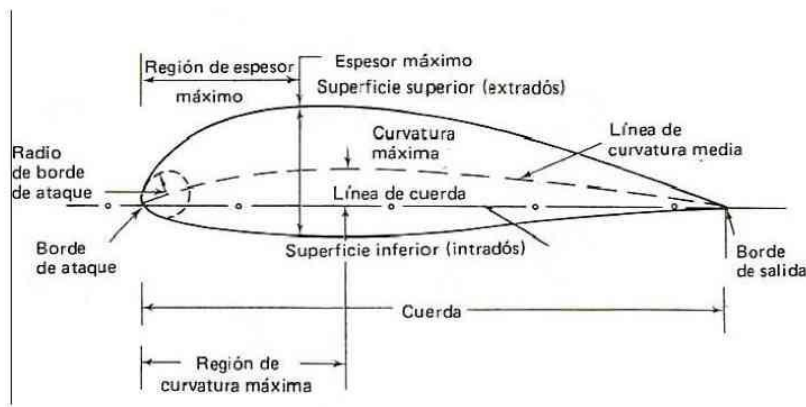


Figura 19
Terminología del ala

Fuente: Partesdel.com (s. f.).

2.2.10. Designaciones de los perfiles. Torrico (2005) señala:

Existiendo una enorme cantidad de formas de perfiles alares fue necesario establecer una codificación sobre la base de sus características. Inicialmente las características que se tomaron en consideración fueron la cuerda, la línea media, y la combadura. Uno de los primeros métodos de codificación fue establecido por el National Advisory Committee for

Aeronautics (NACA) alrededor de 1930. Múltiples experimentos en túneles de viento determinaron que las características fundamentales de un perfil eran la magnitud de la comba, la posición de la comba y el grosor del perfil, parámetros usados en la primera designación que es la de cuatro dígitos (s. p.).

Los perfiles NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), actualmente NASA, diseñados para aviones de distintas velocidades se basan en el sistema de 4, 5, 6, etc. dígitos. Para las designaciones de cuatro dígitos se tienen las características:

- Primera cifra: Porcentaje en unidades que indica la flecha máxima del perfil en función de la longitud de la cuerda.
- Segunda cifra: Porcentaje en decenas que indica la localización de la flecha máxima en décimas de la longitud de la cuerda.
- Dos últimas cifras: Indica en porcentaje el espesor máximo del perfil en función de la longitud de la cuerda.

Para las designaciones de cinco dígitos se tienen como significado:

- Primera cifra: Porcentaje en unidades que indica la flecha máxima del perfil en función de la longitud de la cuerda.
- Segunda cifra: Porcentaje en decenas que indica la localización de la flecha máxima en décimas de la longitud de la cuerda.
- Tercera cifra: Indica cuando es cero que la parte trasera de la línea de curvatura media es una línea recta y cuando la parte trasera de esta línea es una curva cóncava se indica con el número 1.
- Dos últimas cifras: Indica en porcentaje el espesor máximo del perfil en función de la longitud de la cuerda.

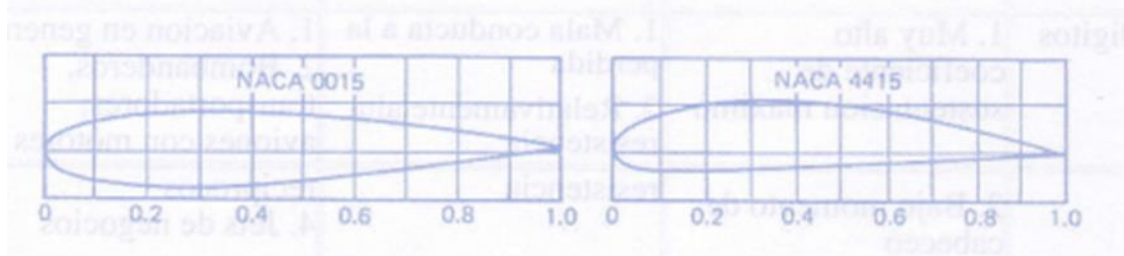


Figura 20

Perfil NACA 0015 y NACA 4415

Fuente: Torrico (2005).

2.2.11. Geometría del ala. La geometría del ala es la forma que tendrá el ala si se observa desde arriba. Es importante saber la geometría porque según esté el centro de gravedad y la superficie alar puede cambiar considerablemente. La superficie alar es la superficie total correspondiente a las alas, que se hallará con fórmulas de áreas de distintas formas que puede tener el ala. Los tipos más comunes son las alas rectangulares y las alas trapezoidales.

- Ala rectangular:

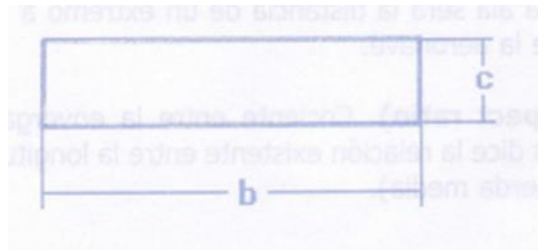


Figura 21

Ala rectangular

Fuente: Torrico (2005).

$$S=b \times c.$$

Donde:

b= La envergadura del ala.

c= Cuerda del ala.

- Ala trapezoidal:

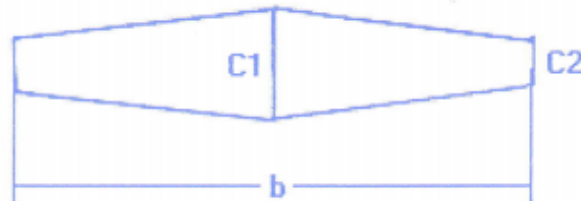


Figura 22

Ala trapezoidal

Fuente: Torrico (2005).

$$S=(C2+C1) \times b.$$

Donde:

b= La envergadura del ala.

C1=Cuerda mayor.

C2=Cuerda menor.

2.2.12. Diedro. El diedro es un ángulo normalmente positivo entre las alas o secciones del ala y el objetivo es generar mayor estabilidad en el vuelo. Este ángulo también aumenta la sustentación que tiene el avión.

El diedro tiene propiedades auto estabilizadoras para la aeronave, suponiendo que una ráfaga de viento perturba la estabilidad del avión inclinándolo a un lado, el diedro reestablece su estabilidad lateral equilibrando las alas de nuevo, un diedro mayor tiene efectos más drásticos, pero es menos eficiente en generar sustentación (Osorio, 2020, s. p.).



Figura 23

Ángulo diedro en aviones

Fuente: Osorio (2020).

Existen diedros mejor recomendados para cierto tipo de aviones más que para otros.

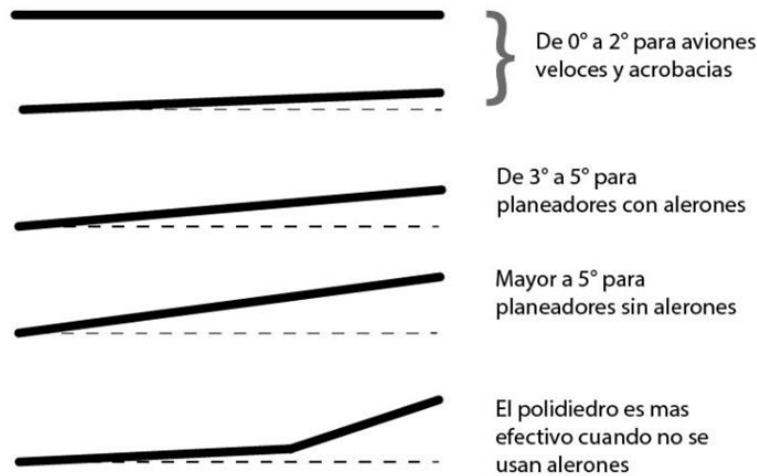


Figura 24

Distintos tipos de diedro en aviones

Fuente: Osorio (2020).

Se recomienda usar de 0° a 2° para aviones deportivos y rápidos, después hasta 5° para planeadores con alerones. Más de ese ángulo se puede usar en planeadores o aviones sin alerones, pero para un mejor comportamiento y estabilidad es recomendable usar un poli diedro.

2.2.13. Curvas polares. Las curvas polares expresan el comportamiento de la aeronave. Estas se obtienen según el tipo de perfil aerodinámico que se emplea y las condiciones a las que está expuesta la aeronave, ya que según ángulo que se utilice cambiarán los coeficientes. Torrico (2005) afirma:

Como se vio anteriormente la resistencia y la sustentación de una aeronave está en función de distintos valores como ser la densidad del aire, la superficie alar, la velocidad relativa y de los coeficientes aerodinámicos. Estos coeficientes dependen de la forma del perfil y varían conforme a los cambios del ángulo de ataque (s. p.).

Se hallan experimentalmente y la forma más sencilla de exponer los resultados de los experimentos correspondientes a secciones de planos aerodinámicas es trazar curvas (polares) que muestren:

- El coeficiente de sustentación.

- El coeficiente de resistencia al avance.
- La posición del centro de presión o el coeficiente de momento.

Algunos ejemplos de gráficas polares son los siguientes:

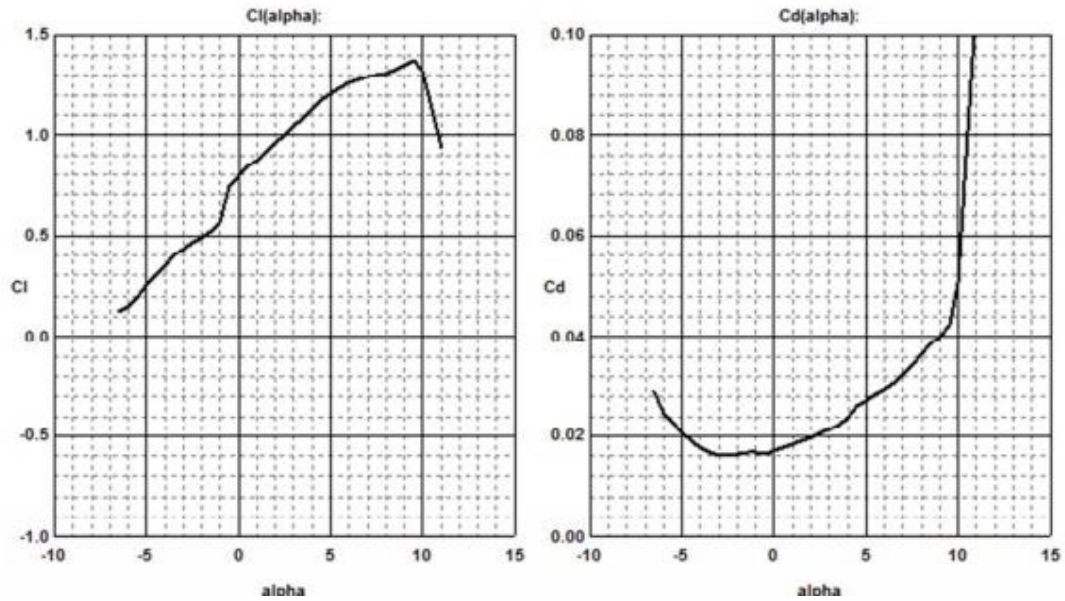


Figura 25

Tabla polar perfil Bruxel 36

Fuente: Osorio (2020).

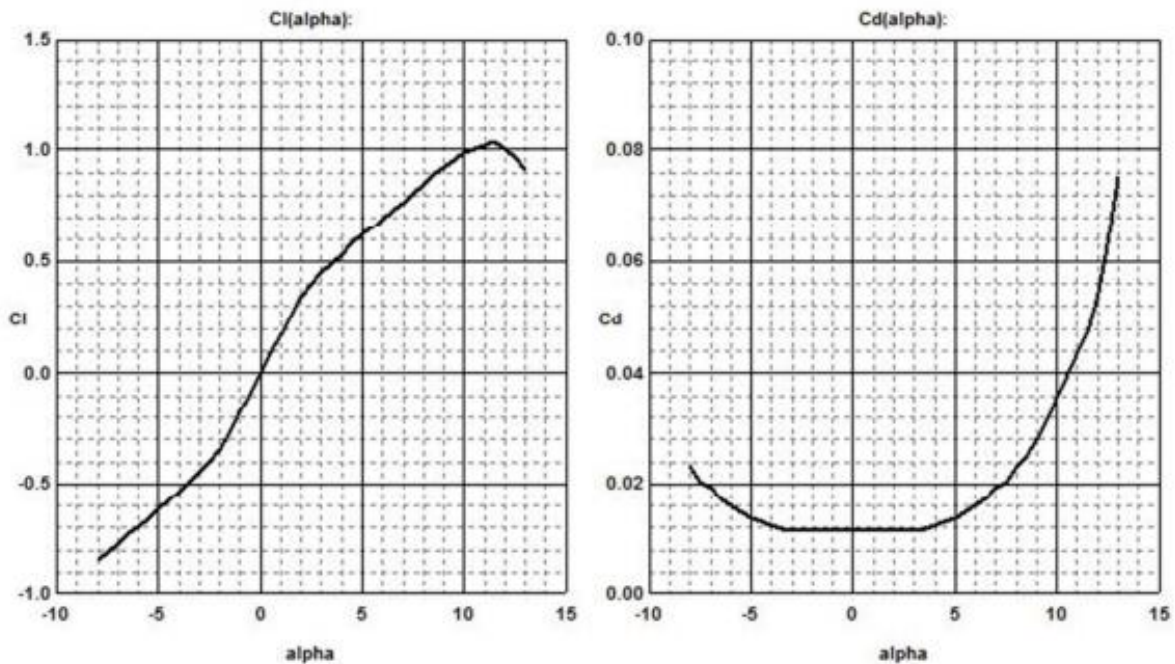


Figura 26

Tabla polar NACA 0012

Fuente: Osorio (2020).

Según Torrico (2005) “Estos coeficientes facilitan los cálculos, porque son prácticamente independientes de la densidad del aire, la escala del perfil y la velocidad usada en el experimento. La polar es una curva del coeficiente de sustentación en función del coeficiente de resistencia” (Torrico, 2005). Este valor es importante para algunos problemas de actuaciones, como el alcance máximo y el ángulo mínimo de descenso sin potencia (planeo).

2.2.14. Sistemas de propulsión. En los drones actuales los sistemas de propulsión están conformados por la batería, el motor, el variador de velocidad y el receptor.

2.2.15. Baterías. Las baterías son dispositivos que acumulan energía química y la convierten en energía eléctrica. Las baterías pueden venir en diferentes formas y tamaños, las más comunes son las de níquel-cadmio, níquel-hidruro metálico, litio-ion y litio-polímero.

2.2.15.1. Níquel-cadmio. Las baterías de níquel-cadmio son fuentes de corriente recargables galvánicas. Estas baterías producen energía eléctrica debido a la interacción reversible de cadmio (Cd) con óxido de níquel-hidróxido (NiOOH) y agua, lo que ocasiona la

formación de hidróxido de níquel $\text{Ni}(\text{OH})_2$ e hidróxido de cadmio $\text{Cd}(\text{OH})_2$, lo que provoca la aparición de una fuerza electromotriz. Entre sus principales características se encuentran:

- El voltaje de descarga de un elemento es de aproximadamente 0.9-1 voltios.
- El voltaje nominal del elemento es 1.2 v para obtener voltajes de 12 v y 24 v, se usa una conexión en serie de varios elementos.
- Voltaje de una carga completa – 1.5-1.8 voltios.
- Número de ciclos de carga-descarga: de 100 a 1000 (en las baterías más modernas, hasta 2000), según la tecnología utilizada.
- Consumo de energía específico: hasta 65 W * hora/kilogramo.



Figura 27

Batería níquel-cadmio

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.15.2. Níquel-hidruro metálico. De acuerdo con Electromundo (s. f.):

Las pilas y baterías de NiMH están muy extendidas en la actualidad. Las baterías que se utilizan en los equipos electrónicos, desde los smartphones hasta los auriculares Bluetooth, pasando por los ordenadores portátiles y todo tipo de aparatos electrónicos, han adoptado la tecnología de iones de litio, y las pilas de NiMH ya no se ven en estas aplicaciones. Por ello, la tecnología NiMH se utiliza prácticamente sólo para pilas y baterías reemplazables (s. p.).

Con base en el texto anterior se deduce que este tipo de baterías no se recomienda para los drones, ya que normalmente son desechables y para usos prácticos son poco funcionales.



Figura 28

Batería níquel- hidruro metálico

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.15.3. Litio-ion. Electrodaddy (2015) señala:

Las baterías Li / SOCl₂ se caracterizan por el voltaje de salida más alto (3.6 V), el rango de temperatura más amplio (de -55 a +85 ° C), corrientes muy pequeñas y baja corriente de auto descarga. Sin embargo, las baterías con este tipo de electrolito no pueden soportar altas temperaturas. Y dado que, con corrientes de descarga significativas con la resistencia interna de la batería, se puede generar calor que excede el nivel permitido, se introduce un fusible limitador de corriente (termistor) en el diseño del elemento, que no permite sobrecargas de corriente (s. p.).

En los últimos años, el panorama general de la producción de acumuladores de iones de litio ha experimentado cambios significativos. Según Electrodaddy (2015):

Los fabricantes están mejorando continuamente la tecnología, encontrando materiales de electrodos y composición de electrolitos más modernos. Paralelamente, se están realizando esfuerzos para mejorar la seguridad de las baterías de litio a nivel de fuentes de corriente individuales y circuitos de control (s. p.).

Aunque estas baterías generan la energía necesaria para tener un vuelo constante, el peso que tienen hace muy difícil que un dron se eleve.



Figura 29

Batería Litio-ion

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.15.4. Litio-polímero. León (s. f.) afirma:

Las baterías LiPo son baterías recargables compuesta en ocasiones de múltiples celdas usadas en aplicaciones que requieren corrientes superiores a 1^a con bajo peso y tamaño reducido, por ejemplo, sistemas de radio control, como aviones, helicópteros, drones, cámaras, celulares, linternas, entre otros. En el caso de las baterías de LiPo capacidad indica cuanta corriente puede suministrar la batería y se mide en miliamperios por Hora (mAh). Es una manera de indicar la cantidad de carga medida en miliamperios que puede suministrar la batería durante 1 hora antes que se descargue completamente. Por ejemplo, una batería LiPo de 1000 mAh sería completamente descargada en una hora con una demanda de 1000 miliamperios. Si ésta misma batería tenía una demanda de 500 miliamperios tomaría 2 horas para descargarla (s. p.).

Entre sus principales características se encuentran:

- Vida útil: 2 a 3 años o unas 500 cargas completas.
- Formas: son fabricadas en diversas formas y tamaños.
- Eficiencia: mejor relación tamaño eficiencia que otras tecnologías.
- Voltaje de celda: Cada celda tiene 3.7 V y se pueden encontrar baterías de 1 a 6 celdas.

Al analizar todas las características con las que cuentan las baterías de LiPo se considera utilizarlas como fuente de poder para el dron, ya que son fabricadas en diversas formas y tamaños y con gran eficiencia para su tamaño, lo cual las hace la mejor opción.



Figura 30
Batería Litio-polímero

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.16. Motores eléctricos. Los motores eléctricos son dispositivos que convierten energía eléctrica en energía mecánica. En el caso de los drones por su tamaño y peso los motores eléctricos que más se utilizan son con escobillas y sin escobillas.

2.2.16.1. Motor con escobillas. Los motores con escobillas, como indica su nombre, utilizan escobillas conectadas a un colector para llevar a cabo el cambio de polaridad en el rotor. “Estas escobillas son, por tanto, las encargadas de conmutar mecánicamente la corriente de las bobinas del motor” (Compañía Levantina de Reductores, 2016, s. p.).



Figura 31

Motor eléctrico con escobillas

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.16.2. Motores sin escobillas. Un motor eléctrico sin escobillas o motor *brushless* no emplea escobillas para llevar a cabo el cambio de polaridad en el rotor, sino que la corriente pasa directa por medio del bobinado que se encuentra en la carcasa, por esto, tampoco es necesario el colector. Isaac (2018) indica:

Esto evita ciertos problemas técnicos y evita que se tengan que sustituir. Por eso se usa como un reclamo, aunque bien es cierto que es un reclamo algo dudoso, ya que la mayoría de los motores actuales suelen ser sin escobillas (s. p.).

Gracias a sus características los motores sin escobillas son la mejor opción para utilizarlos en VANT, ya que generan mucha potencia y son muy livianos.



Figura 32

Motor eléctrico sin escobillas

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.17. Variadores de velocidad (ESC). Los ESC reducen el consumo de energía al funcionar a velocidades que varían en función del tiempo según los cambios en la carga. Los motores de bombas y ventiladores estándar siempre funcionan a máxima velocidad y, por consiguiente, consumen más energía que la necesaria para la tarea que cumplen.

En el caso de los variadores de velocidad para los drones, estos también son los encargados de suministrar los 5 V que necesita el receptor y los micro servomotores para funcionar. Según la potencia del motor, así será el amperaje que debe tener el variador, por lo que cuanto más potencia mayor amperaje.



Figura 33
Variador de velocidad

Fuente: Hobby King (2021).

2.2.18. Modos de vuelo. A continuación, se detallan:



Figura 34
Radio control

Fuente: Tico FPV (2021).

Los radios poseen dos palancas llamadas *joystick*, estas funcionan para controlar en VANT cuando se encuentra en el aire. Estas palancas controlan los alerones, timón vertical, timón horizontal y la potencia del motor. Dependiendo de cómo se conecten o configuren los

servomotores al receptor, estos moverán diferentes palancas. Para el aeromodelismo existen cuatro tipos de configuraciones distintas:

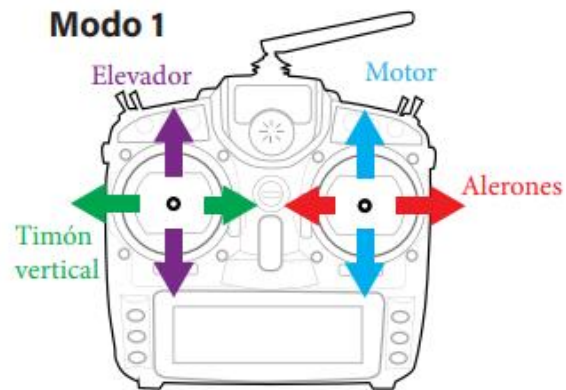


Figura 35
Modo 1 de vuelo

Fuente: Osorio (2020).

El modo 1 es de los menos utilizados, ya que el *joystick* para el motor normalmente viene del lado izquierdo.

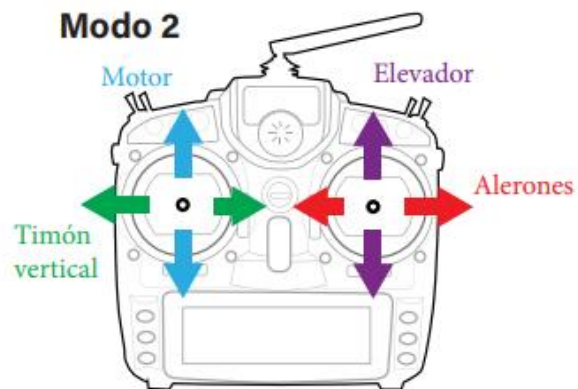


Figura 36
Modo 2 de vuelo

Fuente: Osorio (2020).

El modo 2 es el método más cómodo para volar, ya que la mayoría de los controles vienen diseñados para utilizar este modo.

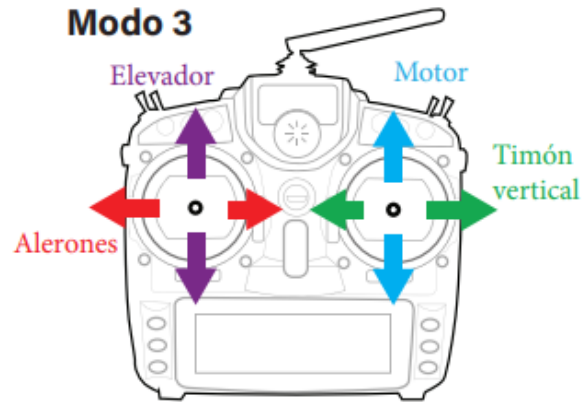


Figura 37

Modo 3 de vuelo

Fuente: Osorio (2020).

Al igual que el modo 1, el modo 3 tampoco es muy utilizado por la posición del *joystick*.

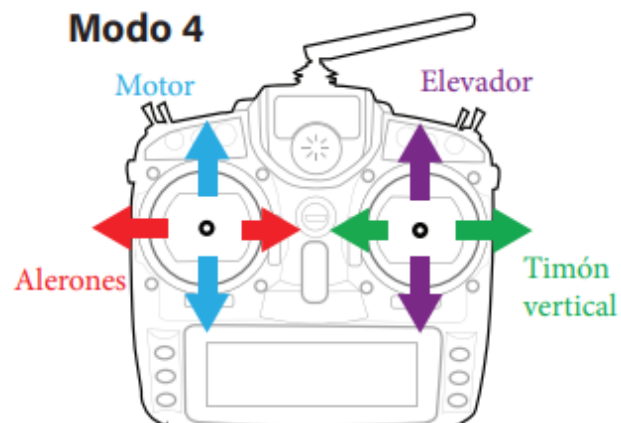


Figura 38

Modo 4 de vuelo

Fuente: Osorio (2020).

Este es el segundo método más utilizado, ya que el acelerador se encuentra del lado izquierdo y los controles están diseñados para tenerlo así.

2.2.19. SolidWorks. SolidWorks es un *software* computarizado de diseño asistido que permite crear, simular, publicar y gestionar modelos 3D. Tiene varias funciones de simulaciones

complejas para ayudar a los usuarios a probar el rendimiento del producto en circunstancias reales.

La técnica consiste generalmente en hacer bocetos de perfiles en 2D y después utilizar métodos para producir la forma sólida. Las propiedades analíticas ayudan a identificar y resolver problemas de montaje complicados durante las primeras etapas del desarrollo del producto, lo que garantiza el proceso productivo. Las herramientas extendidas del *software* son capaces de incorporar los datos de la tarjeta de circuito impreso en un modelo 3D. Los usuarios también pueden crear y documentar diseños para el cableado eléctrico, las tuberías y los tubos.



Figura 39

Logotipo de SolidWorks

Fuente: SolidWorks (2021).

2.2.20. Seguridad de vuelo. Como los drones son un objeto con un peso alto, las instituciones gubernamentales hicieron una serie de normas, las cuales se deben cumplir para volar un dron, de manera segura y legal. En la ley se expresa lo siguiente:

USO RECREACIONAL

Para volar recreacionalmente su Dron, no requiere aprobación de la DGAC, pero si debe seguir la guía de seguridad.

LO QUE PUEDE HACER:

-Puede volar el Dron de aerodelismo en un club o asociación de Aerodelismo.

-Puede tomar lecciones o cursos de seguridad operacional de vuelo.

-Puede usar el Dron de aerodelismo para disfrute personal.

Sólo se permiten vuelos de día, en condiciones meteorológicas visuales y en

zonas fuera de aglomeraciones.

LO QUE NO PUEDE HACER.

- No puede volar el Dron de aerodelismo cerca de aeronaves tripuladas.
- No puede volar el Dron de aerodelismo fuera del alcance visual del operador.
- No puede volar el Dron de aerodelismo si su peso es mayor a 25Kg.
- No puede volar el Dron de aerodelismo para actividades remuneradas o comerciales.
- No puede volar el Dron de aerodelismo a más de 400 pies (120 mts) de altura.
- No puede volar el Dron de aerodelismo dentro de un radio de 8 Km alrededor de un aeródromo, Centros Penitenciarios, Casa Presidencial, entre otros.
- No puede volar el Dron de aerodelismo donde afecte la privacidad de las personas.
- No puede volar el Dron de aerodelismo en actividades masivas o aglomeraciones.

REGISTRO, IDENTIFICACIÓN Y MATRÍCULA.

Todas los Drones con peso menor a 25Kg deben contar con una placa de identificación, que cuente como mínimo con número de serie, nombre de la empresa operadora o propietaria y como contactarla. Los Drones que superen los 25Kg, deben estar inscritos en el Registro de matrícula de aeronaves y disponer de un certificado de aeronavegabilidad. Quedan exentas de estos requisitos los Drones de aerodelismo con una masa máxima al despegue igual o inferior a los 25Kg.

OPERACIONES COMERCIALES.

Las operaciones con Drones destinados a actividades comerciales sólo podrán efectuarse por personas naturales o jurídicas que cuenten con un certificado de operación y explotación.

REQUISITOS PARA PILOTOS DE DRONES.

Para operar un Dron para fines privados o comerciales, se requiere de una licencia expedida por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) y cumplir con los siguientes requisitos:

- Edad mínima de 18 años y bachillerato en secundaria.
- Certificado médico extendido por alguno de las personas profesionales en

Medicina designados por la DGAC. Renovarlo cada 60 meses, que se reduce a 24 meses una vez que el solicitante cumpla 40 años.

- Contar con el curso teórico y práctico para operación de Dron, impartido por el fabricante, un operador autorizado por el fabricante o un centro de instrucción aeronáutica o por un instructor calificado.
- Tener al menos 10 horas de experiencia en la operación de Drones.
- Se podrán convalidar los cursos y la licencia de otros países, siendo requisito obligatorio el examen teórico.
- Cancelar el costo y aprobar los exámenes teórico-prácticos.
- Para iniciar el proceso técnico para optar por el certificado de explotación y el operativo, se debe efectuar el pago correspondiente (\$1,874.02 o su equivalente en colones).
- Los instructores prácticos deben contar con el certificado de idoneidad o licencia de piloto para Dron y llevar a cabo el examen de fundamentos de instrucción (FOI) en la DGAC (Dirección General de Aviación Civil de Costa Rica, 2018, s. p.).

2.3. Hipótesis

Se especula que los resultados al llevar a cabo el diseño de VANT serán positivos, ya que se cuenta con mucha información disponible en el momento de la elaboración de los vehículos aéreos no tripulados. Además, se tienen los conocimientos necesarios para utilizar el *software* de vuelo.

2.4. Limitaciones

La mayor limitación es la falta de actualización de los registros de personas desaparecidas por parte de las instituciones gubernamentales.

2.5. Alcances

El presente trabajo abarca únicamente vehículos aéreos no tripulados (VANT's) aeroplanos con motores eléctricos, todos los demás, por ejemplo, cuadricópteros, quedan por fuera.

Capítulo III. Desarrollo

3.1. Dimensiones y características del dron por construir

Las dimensiones y características están basadas en la investigación previa, con el fin de obtener los mejores resultados para asegurar que el dron mantenga un vuelo estable. Por consiguiente, se tomaron valores realistas para hacer el análisis.

Tabla 1

Pesos y velocidades ideales sugeridos

Parámetros	Valor ideal
Peso operativo	1.5 kg
Peso sin combustible	1 kg
Velocidad crucero	15 m/s
Velocidad mínima	10 m/s
Velocidad máxima	20 m/s

El peso sin combustible es el que contará la aeronave sin tener sensores ni fuente de combustible, en este caso el dron cuenta con una batería de 400 g y sensores que tienen un peso de 100 g. Para tener un cálculo más exacto se dividirá el dron en tres segmentos, las alas, el fuselaje y el empenaje, cada uno con diferentes características y dimensiones. Entre las principales características se encuentran:

Tabla 2

Características del ala

Parámetros	Valores
Ángulo de ataque	2 grados
Perfil aerodinámico	Bruxel 36
Forma	Rectangular
Alerones	Sí
Flaps	Sí

Debido a que las alas son el segmento que mayor sustentación genera, para saber las dimensiones primero se necesita saber cuál es la superficie mínima requerida.

3.2. Sustentación del ala

Debe emplearse la siguiente ecuación:

$$L = \frac{1}{2} \times CL \times \rho \times v^2 \times S$$

Al despejar la sustentación que genera el ala de la ecuación anterior, se tendrá la superficie mínima que el ala requiere:

$$S = \frac{2 \times L}{\rho \times V^2 \times CL}$$

Al utilizar un perfil aerodinámico Bruxel 36 con un ángulo de 2 grados se obtiene el coeficiente de sustentación de la siguiente gráfica; este sería 0.95.

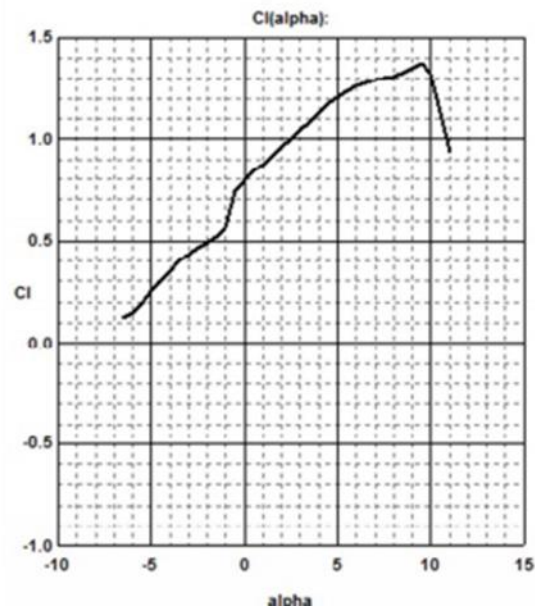


Figura 40

Coefficiente de sustentación perfil Bruxel 36

Fuente: Osorio (2020).

Donde:

$$p=1.225 \text{ Kg}/m^3$$

$$V=10m/s$$

$$CL=0.95$$

L= Peso Operativo x Gravedad.

$$L = 1.5kg \times 9.81m/s^2 = 14.7N$$

Superficie mínima requerida:

$$S = \frac{2 \times 14.7}{1.225 \times 10^2 \times 0.95} = 0.25m^2$$

Para mayor comodidad se determinó que la envergadura de las alas no sobrepasara el 1.5 m de largo. En la Tabla 3 se observan posibles medidas de las alas:

Tabla 3

Posibles medidas de las alas

Envergadura (m)	Cuerda (m)	Total (m ²)
1.5	0.15	0.23
1.4	0.2	0.28
1.3	0.2	0.26
1.2	0.21	0.25
1.1	0.23	0.25

Para mayor seguridad se optó por utilizar una cuerda de 0.2 m y 1.4 m de envergadura para tener una superficie alar de 0.282.

$$S = 1.4m \times 0.2m = 0.28m^2$$

Una vez determinada la superficie y las dimensiones del ala, se procede a averiguar la resistencia aerodinámica. El coeficiente de resistencia para un perfil aerodinámico Bruxel 36 con un ángulo de 2 grados se obtiene de la siguiente gráfica; este sería 0.019.

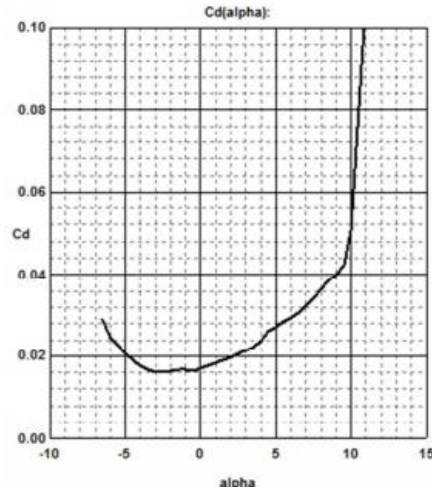


Figura 41

Coefficiente de resistencia perfil Bruxel 36

Fuente: Osorio (2020).

La fórmula para la resistencia aerodinámica es la siguiente:

$$D = \frac{1}{2} \times CD \times p \times S \times v^2$$

Donde:

$$p = 1.225 \text{ Kg/m}^3$$

$$S = 0.28 \text{ m}^2$$

$$V = 15 \text{ m/s}$$

$$CD = 0.019$$

$$D = \frac{1}{2} \times 0.019 \times 1.225 \times 0.28 \times 15^2 = \text{N}$$

Con el dimensionamiento concluido, se puede calcular la carga alar de la siguiente forma:

$$\text{Carga alar} = \frac{1.5 \text{ Kg}}{0.28 \text{ m}^2} = 5.36 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^2}$$

Tabla 4

Dimensiones del fuselaje y empenaje del dron

Parámetros	Valores
Ángulo de ataque	0 grados
Perfil aerodinámico	NACA 0012
Forma	Trapezoidal
Envergadura	0.45 m
Cuerda Mayor	0.13 m
Cuerda menor	0.075 m

El empenaje y las alas son los únicos objetos del dron que generan sustentación, por lo que para conocer la sustentación total de un VANT se excluye el fuselaje. Al utilizar diferentes perfiles aerodinámicos y distintos ángulos de ataque, tanto en las alas como el empenaje, no se pueden utilizar los mismos coeficientes de fricción y de sustentación. Para sacar el coeficiente de sustentación para un perfil NACA 0012 se utiliza la siguiente gráfica:

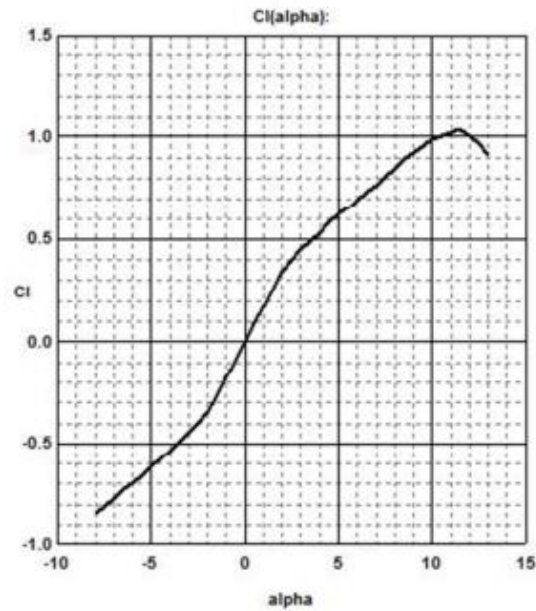


Figura 42

Coeficiente de sustentación perfil NACA 0012

Fuente: Osorio (2020).

El perfil NACA 0012 a un ángulo de ataque de 0 grados el coeficiente de sustentación es 0, por lo que no genera sustentación. Al conocer esta información se puede afirmar que las alas son las únicas que generan sustentación en este tipo de VANT, por lo tanto, la sustentación quedaría:

$$L = \frac{1}{2} \times CL \times \rho \times v^2 \times S$$

Donde:

$$CL = 0.95$$

$$\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$$

$$S = 0.28 \text{ m}^2$$

V= Como se quiere saber una sustentación a un rango de velocidades (10 m/s a 20 m/s) la fórmula quedaría de la siguiente manera:

$$L = \frac{1}{2} \times 0.95 \times 1.225 \times v^2 \times 0.28 = 0.162v^2$$

Tabla 5

Sustentación de la aeronave a distintas velocidades

Velocidad (m/s)	Sustentación (N)
10	16.2
11	19.6
12	23.32
13	27.37
14	31.75
15	36.45
16	41.47
17	46.81
18	52.48
19	58.48
20	64.8

3.3. Resistencia de dron

La resistencia es una fuerza desfavorable para el dron, por eso, se trata de tener la menor resistencia posible. Entre las partes que generan esta fuerza se encuentran las alas, el fuselaje y el empenaje y, al igual que para la sustentación, cada una tiene un coeficiente de resistencia diferente. Si se comienza por el empenaje, el cual tiene un perfil aerodinámico NACA 0012, se obtiene un $CD=0.0012$ para un ángulo de ataque de 0 grados.

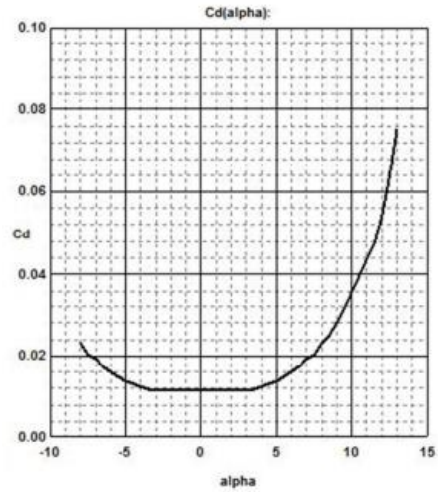


Figura 43

Coeficiente de resistencia perfil NACA 0012

Fuente: Osorio (2020).

Para obtener la superficie alar del empenaje se utiliza la siguiente fórmula:

$$S=(C2+C1)\times b$$

Donde:

$$C2= 0.13 \text{ m.}$$

$$C1=0.075 \text{ m.}$$

$$b= 0.45 \text{ m.}$$

$$S = (0.13 + 0.075) \times 0.45 = 0.092m^2$$

Una vez obtenida la superficie alar de empenaje se averiguará la superficie y coeficiente del fuselaje. Al ser el fuselaje un objeto compuesto por figuras geométricas se tomará como referencia un fuselaje cilíndrico.







Forma	Número de Reynolds	C_D
Esfera → 	Todos	Véase Fig. 8.10
Cilindro o disco ($L = 0$) → 	$> 10^4$	$L/D = 0$ 1.17 $L/D = 0.5$ 1.15 $L/D = 1$ 0.90 $L/D = 2$ 0.85 $L/D = 4$ 0.87 $L/D = 8$ 0.99
Lámina semiesférica → 	$> 10^4$	1.40
Lámina semiesférica → 	$> 10^4$	0.40
Cono de 60° → 	$> 10^4$	0.50
Paracaídas 	$> 10^5$	1.2

Figura 44

Número de Reynolds y coeficiente de figuras geométricas

Fuente: Venemil (s. f.).

Tabla 6

Dimensiones del fuselaje

Parámetro	Valor
Forma	Cilíndrica
Largo	0.90 m
Diámetro	0.09 m
Ángulo de ataque	0 grados

Se tiene que el L/D del cilindro es igual a 10, por lo que el $C_D = 0.99$. Para averiguar la superficie del cilindro se utiliza la siguiente fórmula:

$$2\pi r h = 0.25 m^2$$

Con todos los valores de las alas, el fuselaje y el empenaje se obtiene la resistencia total del aeromodelo.

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times (S_{\text{alas}} \times CD_{\text{alas}} + S_{\text{fuselaje}} \times CD_{\text{fuselaje}} + S_{\text{empenaje}} \times CD_{\text{empenaje}}).$$

$$\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$$

$$S_{\text{alas}} = 0.28 \text{ m}^2$$

$$CD_{\text{alas}} = 0.019$$

$$S_{\text{fuselaje}} = 0.25 \text{ m}^2$$

$$CD_{\text{fuselaje}} = 0.99$$

$$S_{\text{empenaje}} = 0.092 \text{ m}^2$$

$$CD_{\text{empenaje}} = 0.0012$$

V= Como se quiere saber la resistencia a un rango de velocidades (10 m/s a 20 m/s) la fórmula quedaría de la siguiente manera:

$$D = \frac{1}{2} \times 1.225 \times v^2 \times (0.28 \times 0.019 + 0.25 \times 0.99 + 0.092 \times 0.0012) =$$

$$D = 0.14v^2$$

Tabla 7

Resistencia aerodinámica a diferentes velocidades

Velocidad (m/s)	Resistencia (N)
10	14
11	16.94
12	20.16
13	23.66
14	27.44
15	31.5
16	35.84
17	40.46
18	45.36

19	50.54
20	56

3.4. Sustentación y resistencia

Para que un avión vuele su sustentación tiene que ser mayor que su resistencia aerodinámica, lo cual se cumple en los resultados. Se puede observar que tanto la sustentación como la resistencia crecen exponencialmente conforme aumenta su velocidad.

Tabla 8

Resumen de sustentación y resistencia a diferentes velocidades

Velocidad (m/s)	Sustentación (N)	Resistencia (N)
10	16.2	14
11	19.6	16.94
12	23.32	20.16
13	27.37	23.66
14	31.75	27.44
15	36.45	31.5
16	41.47	35.84
17	46.81	40.46
18	52.48	45.36
19	58.48	50.54
20	64.8	56

3.5. Simulación del perfil alar en SolidWorks

Las simulaciones en una aplicación que recrea las condiciones en la cual se somete un objeto son de gran ayuda para entender y corroborar los resultados. En el momento de elegir un perfil aerodinámico adecuado hay muchas variables, las cuales hay que tomar en cuenta, como las diferencias de presiones, las velocidades a las cuales se someterán las alas, entre otras.

Como se observó anteriormente, la única parte que genera sustentación de la aeronave son las alas, por lo tanto, estas serán el objeto de estudio. En primer lugar, para la recreación del perfil se utilizaron las medidas pasadas, un perfil aerodinámico Bruxel 36, con una envergadura de 1.4 m y una cuerda de 0.2 m.

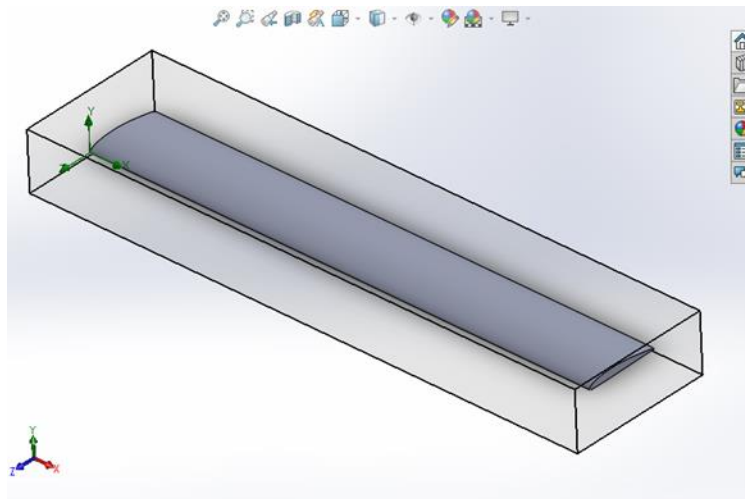


Figura 45
Recreación del perfil Bruxel vista superior

Fuente: SolidWorks (2021).

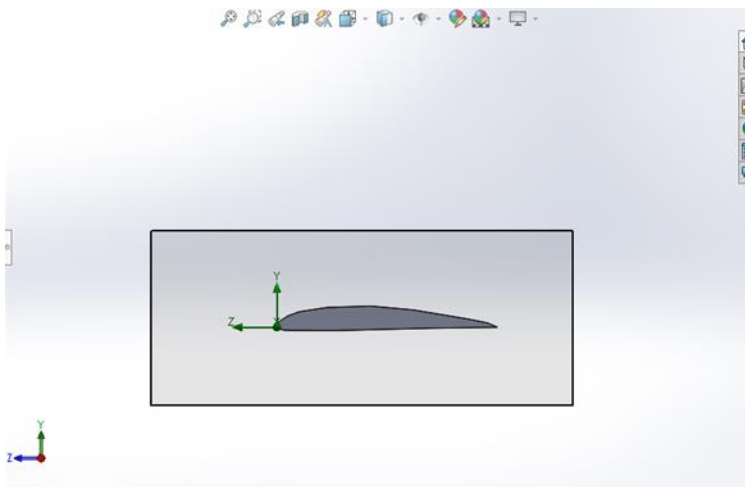


Figura 46
Recreación del perfil Bruxel vista lateral

Fuente: SolidWorks (2021).

En el momento de hacer la simulación se obtuvieron los siguientes resultados:

Tabla 9

Resultados de simulación

Goal Name	Unit	Value	Averaged value	Minimum value	Maximum value
GG Average Total Pressure 2	[Pa]	101465.76	101465.77	101465.75	101465.79
GG Force 3	[N]	3.46	3.49	3.42	3.56
GG Force (Z) 4	[N]	-1.04	-1.04	-1.05	-1.03

En el momento de sacar la resistencia del perfil aerodinámico Bruxel 36, de la forma tradicional, se obtuvo que yendo a 15 m/s la resistencia aerodinámica iba a ser de 0.73N y si se compara a lo que dio el resultado (1.04N) se tendría una diferencia de 0.31N. Otro aspecto muy importante es el cambio de presión que presentan las superficies, como se muestra en las siguientes imágenes.

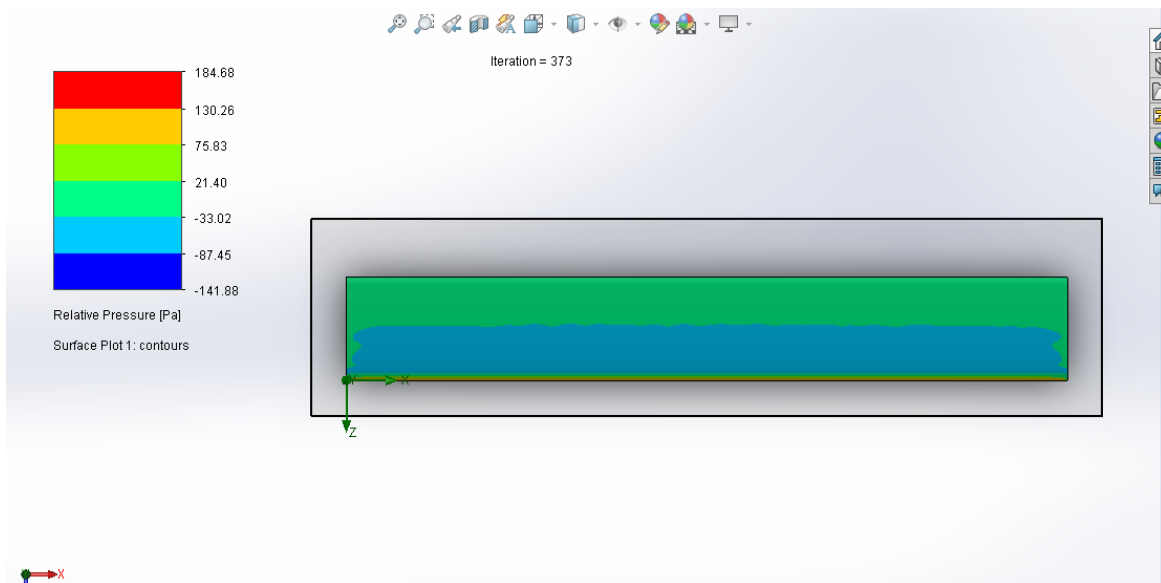


Figura 47

Cambio de presiones en perfil Bruxel 36 vista superior

Fuente: SolidWorks (2021).

En la Figura 47 se aprecia cómo es el funcionamiento de un perfil aerodinámico, para que exista sustentación la presión ejercida en la parte superior del perfil tiene que ser menor que la ejercida en la parte inferior, con el fin de que el VANT vuele. Un aspecto que se debe tomar en cuenta es que el ángulo de ataque en el momento de hacer estas simulaciones es cero, lo que genera una desventaja para el perfil, pero incluso así cumple con todas sus características.

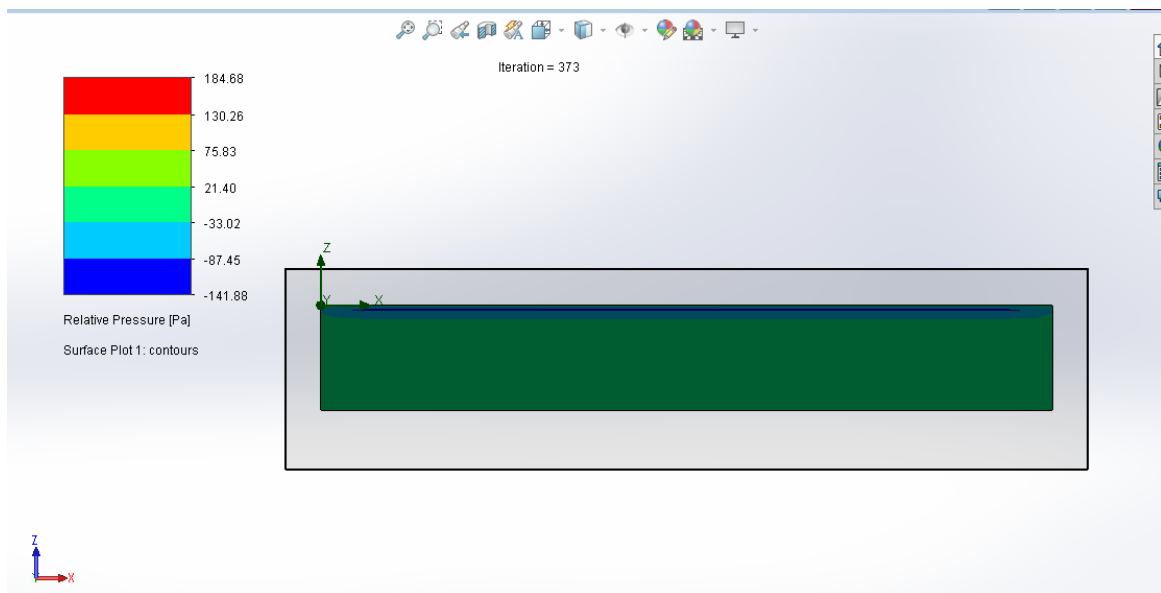


Figura 48

Cambio de presiones en perfil Bruxel 36 vista inferior

Fuente: SolidWorks (2021).

En la Figura 48 se observa cómo se genera mayor presión en la parte inferior del perfil, lo que genera sustentación. Para finalizar con las simulaciones, se utilizó en túnel de viento para conocer cómo se comportaba de perfil, la simulación se corrió a una velocidad de 15 m/s, recubriendo casi todo el perfil se observa un flujo laminar y cuando este sale se convierte en turbulento.

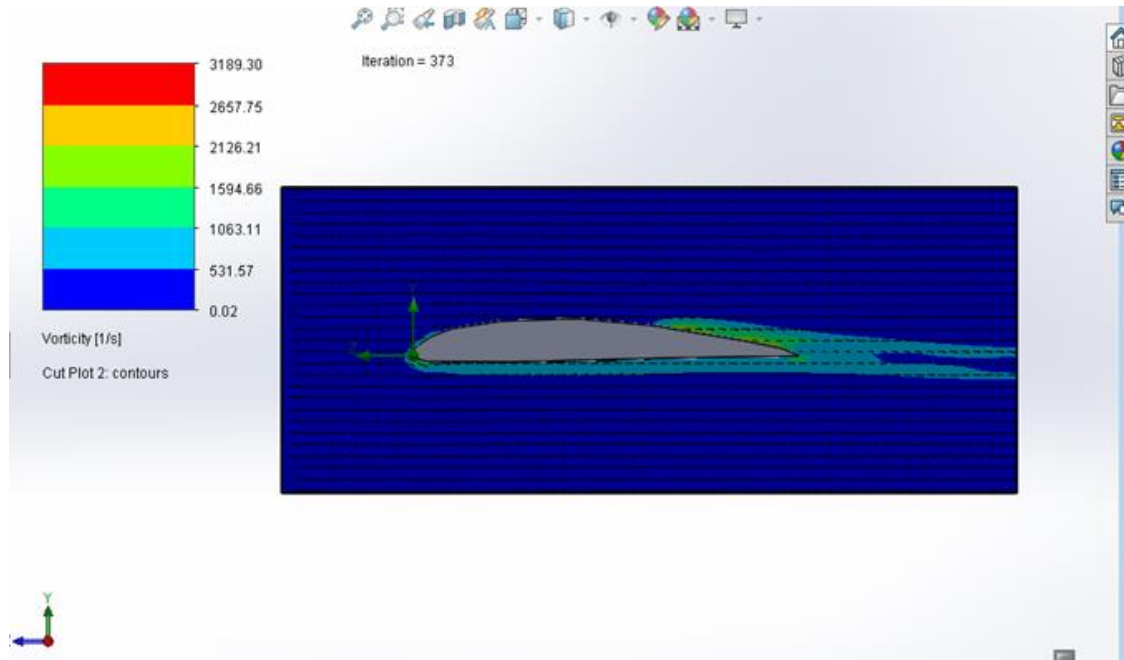


Figura 49

Recreación de túnel de viento

Fuente: SolidWorks (2021).

3.6. Sistema de propulsión

Para saber qué tipo de motor se tiene que utilizar, primero se tiene que saber el peso final del VANT. A partir de todas las dimensiones y características pasadas se concluye que el peso final del aeroplano será de 1.5 kg (peso que la propulsión estática tiene que sobrepasar para tener un vuelo correcto).

Para el sistema de propulsión se utilizará una batería de Li-Po y un motor *brushless* (sin escobillas). Las baterías de Li-Po están conformadas por celdas y cada una de estas cuenta con un voltaje diferente, siendo 3.2 V el voltaje mínimo recomendado para descargar y 4.2 V el voltaje máximo de carga. A diferentes voltajes de la batería el motor genera más o menos propulsión estática, por lo que es necesario que el motor supere 1.5 kg de peso en su estado más bajo de batería.

Otro aspecto del motor que tomar en cuenta son sus Kv, cuanto mayor sea su Kv el motor girará con mayor velocidad, pero disminuirá su fuerza, por lo que es necesario colocar una hélice

de menor tamaño. Si el motor cuenta con un Kv menor girará a menor velocidad, pero aumentará su fuerza, por ende, se le puede colocar una hélice más grande. Para la elaboración de VANT se utilizarán los siguientes componentes:

Tabla 10

Sistema de propulsión por utilizar

Motor	2200Kv
Batería	Li-Po 3s 5500 mAh
Variador de velocidad	50 A
Hélice	Diámetro 7in -Paso 5

Para corroborar que este conjunto de componentes sea óptimo se utilizó una página *web* para saber todas las características que estos generan.

3.7. Sistema de propulsión estático con batería descargada

En la Figura 50 se muestra el sistema de propulsión estático con batería descargada.

Estimate Propeller's Static Thrust		
updated: December 14, 2017		
Ambient Temperature :	Fahrenheit 73.4	Centigrade 23
Altitude :	Feet 50	Meters 15
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1011
Prop Type :	APC E 7x5	
	Tk 1.1	Pk 0.83
	Blades 2	
Prop Diameter :	inches 7	cm 17.8
Prop Pitch :	inches 5	cm 12.7
Prop Static RPM :	rev / minute 21120	
Supply Voltage & Current :	Volts 9.6	Amperes 50
Click to Calculate		
Estimated Static Thrust :	ounces 79.9	grams 2264
Supplied Power :	Horse Power 0.64	Watts 480
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.79	Watts 592.8
Static Efficiency :	123.5 %	
Static Pitch Speed :	mph 100	Km/h 161
Appx. Level Flight Speed :	mph 120	Km/h 193
Prop Tip MACH Speed :	Max recommended .92 0.57	

Figura 50

Sistema de propulsión estático con batería descargada

Fuente: EPST (2021).

Como se observa en la Figura 50, se utilizó la batería con la menor carga posible, 9.6 V, 3.2 V por celda y se obtuvo una propulsión estática de 2.2 kg, superando el 1.5 kg que pesa el vehículo. Por lo tanto, este sistema de propulsión es óptimo.

3.8. Sistema de propulsión estático con batería cargada

En la Figura 51 se muestra el sistema de propulsión estático con batería cargada.

Estimate Propeller's Static Thrust updated: December 14, 2017		
Ambient Temperature :	Fahrenheit 73.4	Centigrade 23
Altitude :	Feet 50	Meters 15
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1011
Prop Type :	APC E 7x5	
	Tk 1.1	Pk 0.83
	Blades 2	
Prop Diameter :	inches 7	cm 17.8
Prop Pitch :	inches 5	cm 12.7
Prop Static RPM :	rev / minute 27720	
Supply Voltage & Current :	Volts 12.6	Amperes 50
Click to Calculate		
Estimated Static Thrust :	ounces 141.4	grams 4008
Supplied Power :	Horse Power 0.84	Watts 630
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 1.81	Watts 1347.6
Static Efficiency :	213.9 %	
Static Pitch Speed :	mph 131.3	Km/h 211
Appx. Level Flight Speed :	mph 158	Km/h 254
Prop Tip MACH Speed :	Max recommended .92 0.748	

Figura 51

Sistema de propulsión estático con batería cargada

Fuente: EPST (2021).

La propulsión estática con la batería 100 % cargada es de 4 kg, por lo que casi triplica el valor que se necesita y se asume que el sistema de propulsión funciona correctamente. En las imágenes anteriores se observaron las velocidades promedio que predice la aplicación a las que puede llegar una aeronave, 161 km/h y 211 km/h respectivamente. Sin embargo, hay que tomar en cuenta que la aplicación llevó a cabo todos esos cálculos omitiendo todas las pérdidas por resistencia y el peso de la aeronave, por lo tanto, no se pueden considerar como verdaderas.

3.9. Revoluciones por minuto del motor

Los motores eléctricos giran a diferentes revoluciones según la corriente que les pase. Para la construcción del VANT se utilizará una batería de 3 celdas y un motor de 2200 kv, lo que significa que el motor sufrirá una pérdida considerable en su eficiencia conforme la batería se descargue:

Tabla 11

Revoluciones del motor a diferentes voltajes

Voltaje (V)	RPM
9.6	21120
9.8	21560
10	22000
10.2	22440
10.4	22880
10.6	23320
10.8	23760
11	24200
11.2	24640
11.4	25080
11.6	25520
11.8	25960
12	26400

12.2	26840
12.4	27280
12.6	27720

Según los resultados pasados, el motor por cada pérdida de 0.2 V pierde aproximadamente 440 rpm, por lo que en total pierde 6600 rpm.

3.10. Construcción de VANT

Uno de los aspectos más importantes en el momento de construir el VANT es la elección del material, ya que este tiene que ser ligero, resistente y, para propósitos de este proyecto, económico. Entre los principales materiales que se tomaron en cuenta fueron Foamular XPS y poliestireno, sin embargo, debido a que no cumplían con los requisitos se decidió utilizar cartón *foam*.

Tabla 12

Lista de materiales

Cantidad	Material	Precio Total
2	Cartón foam (5 mm)	€9.600
1	Bisturí A2	€3.200
5	Barras de silicón	€1.500
1	Gaffer Tape	€2.650
1	Lamina acrílico (10x8)	€3.700
1	Batería Lipo-3s	€21.141
1	Cargador batería LiPo	€6.835
6	Micro-Servomotor	€15.544
6	Extensiones servomotor	€6.835
2	Unión Y servomotor	€5.591
1	Variador de velocidad (50 ^a)	€16.165
1	Motor brushless (2200 kv)	€10.567

1	Radio Flysky	€34.757
1	Receptor Flysky (6 canales min)	€3.725
1	Hélice 7x5	€5.280
1	Alambre	€800

Debido a que los componentes electrónicos son muy costosos y difíciles de encontrar en Costa Rica se mandaron a traer por Internet. En la tabla de precios se hizo la conversión a colones utilizando el dólar a €622 para tener un costo de €147.890, esto sin incluir el costo de envío, el cual fue de €30 000, para un precio final de €177.890.

3.11. Pasos

A continuación, se presenta una serie de pasos para construir el VANT de forma adecuada, cada paso se plantea con su respectiva imagen y descripción.

3.11.1. Paso 1: Planos. Se imprimen los planos a escala real o se dividen en hojas separadas. Después, se recorta cada una de las partes del fuselaje, las líneas negras son las de corte y las moradas las de guía para futuros dobleces.

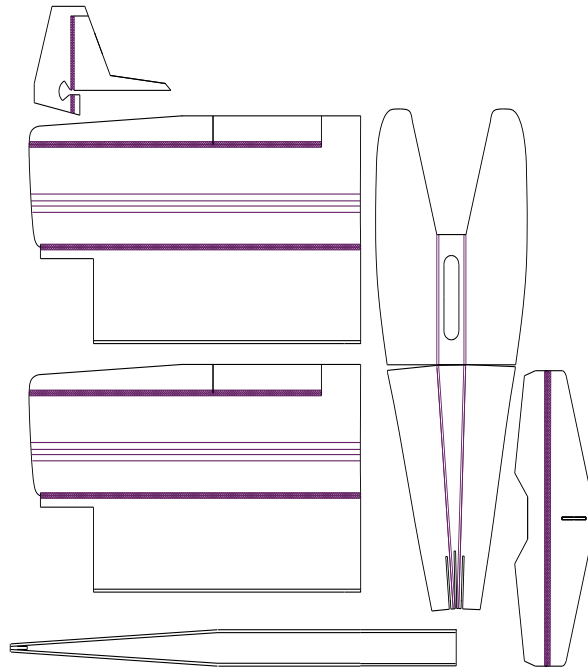


Figura 52

Planos en AutoCAD

Fuente: AutoCAD (2021).

3.11.2. Paso 2: Cartón foam. Una vez cortados todos los planos, se colocan sobre el cartón *foam* y se trazan con la mayor exactitud posible.

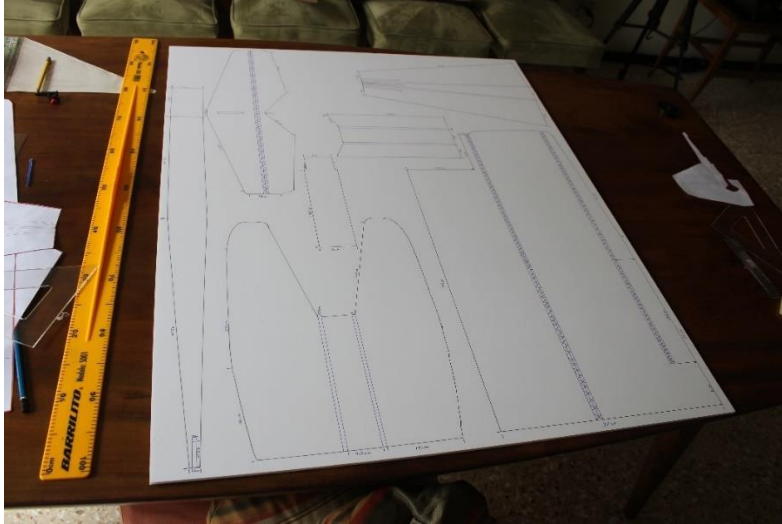


Figura 53

Planos en cartón foam

3.11.3. Paso 3: Recorte. Una vez trazados todos los planos se procede por llevar a cabo el corte con el bisturí, cuando se tengan todos los cortes de las piezas, suavemente se harán los cortes de las líneas moradas, estos son cortes de un 50 % del material. La función de estos cortes es hacer el material más flexible para darle las dimensiones y recrear el perfil Bruxel 36 en las alas.



Figura 54

Recorte de timón vertical

3.11.4. Paso 4: Piezas móviles. Cuando se tengan todas las piezas móviles recortadas se recomienda ponerles una línea de Gaffer tape en las uniones, esto impedirá que se rompa en un accidente futuro.



Figura 55

Alas del dron

3.11.5. Paso 5: Unión del fuselaje. Con la pistola de silicón unir todas las piezas que conforman el fuselaje, asegurándose de que todas las piezas queden en ángulos de 90 grados, esto para tener una mayor eficiencia.



Figura 56

Fuselaje

3.11.6. Paso 6: Instalación de servomotores. Los servomotores se utilizarán para mover los flaps, alerones, timón vertical y timón horizontal. El colocar los motores en el centro de las piezas ayuda a maximizar toda su fuerza mecánica.



Figura 57

Instalación de servomotores

3.11.7. Paso 7: Sistema eléctrico. El sistema eléctrico está conformado por servomotores, motor, batería, variador de velocidad (ESC) y receptor. En el Figura 58 se muestra la forma en la cual va conectada toda la instalación.

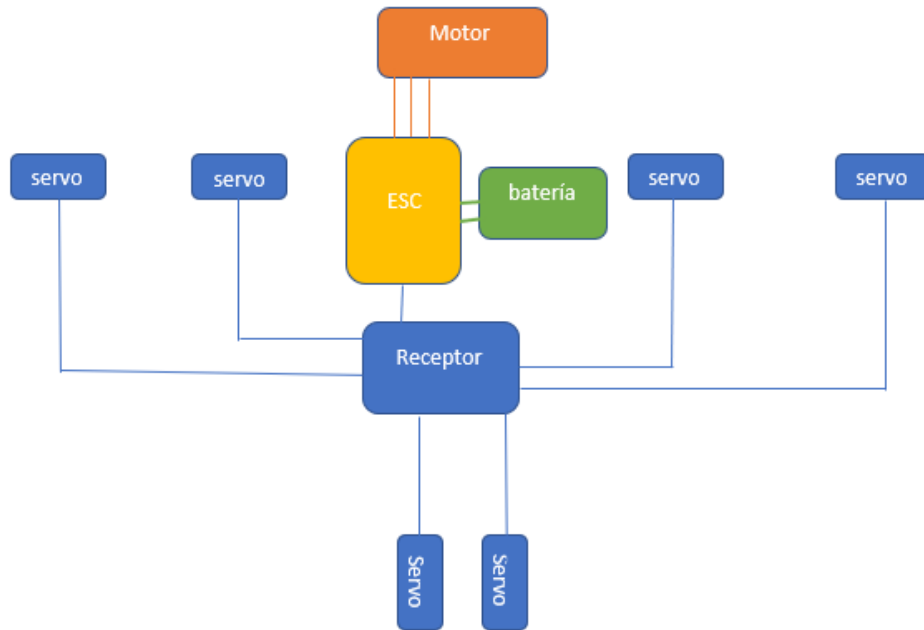


Figura 58

Diagrama del sistema eléctrico

Los canales de los receptores van colocados de la siguiente forma:

Canal 1: Alerones.

Canal 2: Elevador.

Canal 3: Motor.

Canal 4: Timón vertical.

Canal 5: Flaps.

Canal 6: Sensores (opcional).

- Sensor:



Figura 59

Receptor flysky

El receptor por utilizar es el FS-iA6B, este trabaja con una frecuencia de 2.4 HZ y tiene un alcance aproximado de 2 km.

- Batería:



Figura 60

Batería LiPo Zee

Esta batería cuenta con 3 celdas, en total produce 5200 mAh y tiene un coeficiente de descarga de 50 C.

- Variador de velocidad (ESC):

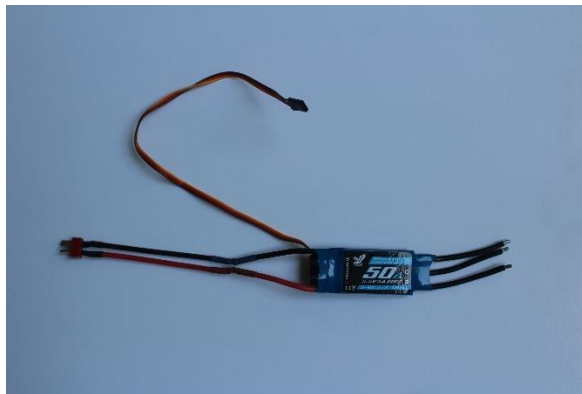


Figura 61

Variador de velocidad

Este se encarga de suministrar el receptor con los 5 V necesarios para transmitir la señal. El ESC que se utiliza es de 50 A.

- Micro-Servomotor:

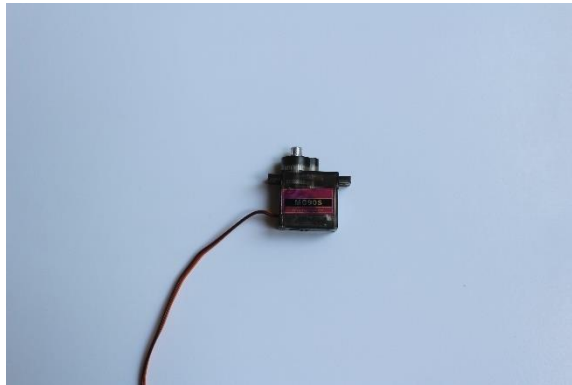


Figura 62
Servomotor

El servomotor MG90s es un servo que tiene una fuerza de 9 kg/cm.

- Motor:

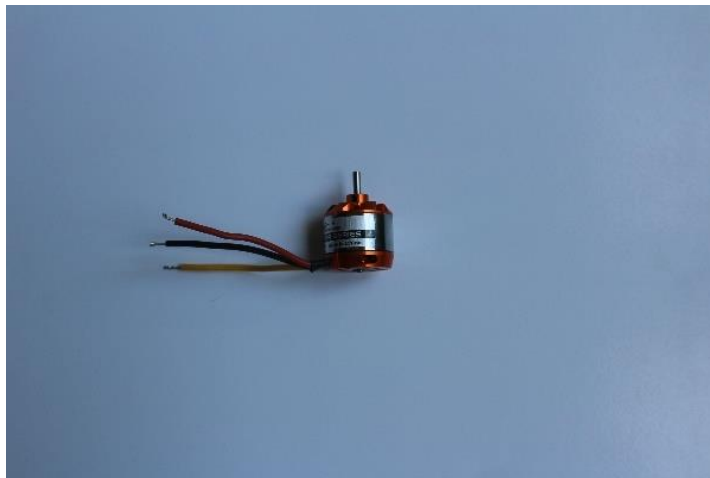


Figura 63
Motor eléctrico sin escobillas

Este es un motor de 2200 Kv y está equipado con una hélice de 7 pulgadas de diámetro y 5 grados de paso.

3.11.8. Paso 8: Ensamblaje. Se introducen todos los componentes electrónicos y se pegan las partes del empenaje.



Figura 64

Fuselaje con empenaje

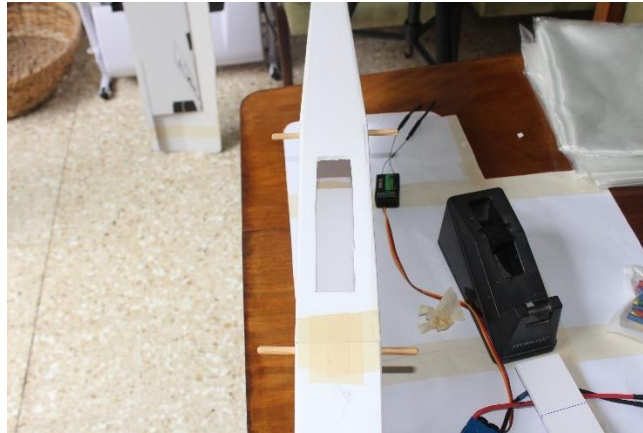


Figura 65

Unión del VANT

3.11.9. Paso 9: Pintura. Este paso es opcional, no afecta en nada al VANT, solo proporciona una mejor visualización cuando este se encuentre en el aire.



Figura 66

Pintura

3.11.10. Paso 10: Unión. Se juntan las alas con el fuselaje mediante ligas, para que, en caso de un accidente, las ligas le generen un poco de flexibilidad al dron.



Figura 67

Vehículo aéreo no tripulado

Capítulo IV. Conclusiones y recomendaciones

4.1. Conclusiones

Gracias a la combinación de los cálculos aerodinámicos tradicionales y las simulaciones realizadas en SolidWorks se tuvieron resultados positivos. Esto ya que el dron cumple con todos los requisitos para llevar a cabo un vuelo estable.

En el momento de recrear el VANT se utilizaron las dimensiones y pesos sugeridos, un peso operativo de 1.5 kg y dimensiones de 140x0.94 cm. Con estos pesos y dimensiones se logró tener una sustentación de 36.45N y una resistencia de 31.5N para una velocidad constante de 15 m/s, lo cual son resultados positivos. El sistema de propulsión también se encontró con éxito, se utilizó un motor *brushless* de 2200kv que generará un vuelo estable y continuo.

La ventaja principal de diseñar un VANT frente a la adquisición de un sistema ensamblado radica en la eficiencia y selectividad sobre determinadas características, ya que las personas pueden elegir las características necesarias para elaborar el dron. La construcción del VANT se realizó con cierto grado de dificultad, debido a que las partes eléctricas fueron difíciles de encontrar, por lo que se optó por adquirirlas en páginas de Internet.

Al finalizar las pruebas de vuelo se observaron resultados positivos similares a los presentados teóricamente. La caracterización o construcción del VANT tuvo resultados positivos, ya que con un presupuesto bajo se logró construir un avión con todas las características necesarias para buscar y recuperar personas desaparecidas en la montaña. El precio final del vehículo fue de ₡177.890.

4.2. Recomendaciones

Al finalizar la investigación se plantean las siguientes recomendaciones:

- Aunque los servomotores con engranes de nailon tienen propiedades autolubricantes, se recomienda que sean engranes metálicos, ya que por las vibraciones a la hora del despegue y aterrizaje los engranes de nailon pueden llegar a romperse.
- Para tener un mayor conocimiento sobre cómo se vuela un dron tipo aeroplano se recomienda practicar primero en simuladores digitales, como Aero Fly Pro, Real Flight G2 y PicaSim. Este último es gratuito, los otros dos son de paga.

- En el momento de comprar el radio se debe tener en cuenta cuál de los cuatro modos de vuelo es el que se utilizará, ya que no todos los radios funcionan con todos los modos.
- Para tener mayor conocimiento sobre cómo actuará el dron en el aire se recomienda utilizar el Computational Fluid Dynamic (CFD) de ANSYS, ya que este *software* da muchos más datos acerca del comportamiento de las fuerzas.
- En el momento de pintar el vehículo se recomienda hacerlo de un color llamativo, ya que esto hará que sea más fácil visualizarlo en la montaña.
- Para observar a las personas desaparecidas se recomienda utilizar la cámara Caddx Nébula Provista, esta tiene un peso de 27 g, por lo que es muy ligera. Además, aguanta temperaturas de 0° a 40 °C, lo que la hace ideal para casi cualquier condición climática y tiene un precio de \$194. Otra opción más económica, pero también efectiva, es la Caddx Baby Turtle, esta tiene un precio de \$72, pero cuenta con menos características que la Caddx Nébula Provista. Las dos se pueden conectar remotamente y se puede ver el video en vivo, el rango variará según el receptor que se utilice.

Bibliografía

- Adeva, R. (2021, 11 de febrero). *Todos los tipos de drones según el uso, diseño o control*. Adslzone. <https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/>
- Autodesk. (2021). *AutoCAD*. <https://www.autodesk.com/products/autocad/overview>
- Compañía Levantina de Reductores. (2016). *Diferencias entre motores con escobillas y brushless*. <https://clr.es/blog/es/diferencias-motores-con-escobillas-brushless/>
- Devobox. (2021). *Servo Micro Motor 9G SG90*. <https://www.devobox.com/en/motors/57-servo-micro-motor-9g-sg90.html>
- Dirección General de Aviación Civil de Costa Rica. (2018, 18 de febrero). *13 de febrero 2018 entra en vigencia regulación para la operación comercial de drones*. <https://www.dgac.go.cr/wp-content/uploads/2018/02/COMUNICADO-DE-PRENSA-DRONES.-FEBRERO.pdf>
- Donweb Agencia de Noticias Tecnológicas. (2014). *Los 14 usos de drones que seguro no conocías*. <http://agencia.donweb.com/los-14-usos-de-drones-que-seguro-no-conocias/>
- Electrodaddy. (2015). *Baterías de iones de litio (Li-Ion)*. https://www.electrodaddy.com/baterias-de-iones-de-litio-li-ion/#Estado_actual_de_las_baterias_Li-Ion
- Electromundo. (s. f.). *Baterías De Níquel-hidruro Metálico NiMH*. <https://electromundo.pro/tecnologia-de-baterias-de-niquel-hidruro/>
- Garciglia, R. S. (2021, 28 de junio). *Drones: tecnología a control remoto*. *Sabermas Revista de Divulgación de la Universidad Michoacana de San Nicolas de Hidalgo*. <https://sabermas.umich.mx/archivo/tecnologia/150-numero-1957/301-drones-tecnologia-a-control-remoto.html>
- Hobby King. (2021). *Power systems*. https://hobbyking.com/en_us/power-systems/speed-controllers/brushed-esc.html

- Inteligencia Dynamics. (2012). *Aplicaciones y usos*.
http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos
- Isaac. (2018). *Motor brushless: lo que deberías saber sobre estos motores*. Hwlibre.
<https://www.hwlibre.com/motor-brushless/>
- León, F. (s. f.). *Baterías LiPo, características y cuidados!* Dynamo electronics.
<https://dynamoelectronics.com/baterias-lipo-caracteristicas-y-cuidados/>
- Marín, A. (2021, 05 de mayo). *Buscan a mujer extraviada en el Cerro Chirripó*. Teletica.
https://www.teletica.com/nacional/buscan-a-mujer-extraviada-en-el-cerro-chirripo_285077
- Mass Save. (2021). *Variadores de velocidad (VSD)*.
<https://www.masssave.com/es/learn/business/variable-speed-drives>
- Montoya, L. (2015). *¿Sistemas de propulsión?* Rice Propulsion.
<http://www.ricepropulsion.com/cartas/TNL04/TNL04ESP.htm>
- Navarro, M. M. (s. f.). *Estructura del avión*. Manual vuelo.
https://manualvuelo.es/1pbav/14_avion.html
- Osorio, J. (2020). *Curso de aerodelismo*. Joy planes.
<https://joyplanes.com/es/aerodelismo-principiantes-preventa/>
- Partesdel.com. (2017). *Partes del aeroplano*. <https://www.partesdel.com/aeroplano.html>
- Partesdel.com. (s. f.). *Partes del avión*. <https://www.partesdel.com/avion.html>
- Rcplanes. (2017). *Estimate Propeller's Static Thrust*. https://rcplanes.online/calc_thrust.htm
- Solidworks. (2021). *Online Product Trials*. <https://www.solidworks.com/online-product-trials>
- Tico FPV. (s. f.). *Caddx Nebula Pro Vista Kit 720p/120fps low latency Digital HD FPV system*.
<https://ticofpv.com/collections/cameras/products/caddx-nebula-pro-vista-kit-720p-120fps-low-latency-digital-hd-fpv-system>

Torrico, J. A. (2005). *Aerodinámica básica*. Bolivia: J. V.

Venemil. (s. f.). *Noticias y generalidades*. <https://venemil.forosactivos.net/t866p980-noticias-y-generalidades>.

Anexos

Anexo 1. Caddx Nébula Provista



Fuente: Tico FPV (2021).

Anexo 2. Caddx Baby Turtle



Fuente: Tico FPV (2021).

Anexo 3. Lista de símbolos

V: Velocidad del vehículo [m/s].

L: Sustentación [N].

D: Arrastre [N].

S: Superficie alar [m²].

q: Presión dinámica [Pa].

CL: Coeficiente de sustentación [adimensional].

CD: Coeficiente de arrastre [adimensional].

b: Envergadura [m].

c: Cuerda media [m].

Cr: Cuerda del perfil en la raíz [m].

Ct: Cuerda del perfil en la punta [m].

A: Alargamiento [adimensional].

