



FACULTAD DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA

ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

TESIS

PROPUESTA DE DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO
(UAV) PARA RESCATE DE PERSONAS EN SITUACIONES DE
DESASTRES NATURALES

PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE
INGENIERO AERONÁUTICO

PRESENTADO POR:

JOAN ADRIAN D'ANGELO MALPARTIDA

ASESOR

Mg. Ing. CIP FRANCISCO MADRID CISNEROS

LIMA, NOVIEMBRE 2018

DEDICATORIA

A Dios y a mi madre por todo el apoyo y paciencia
brindada durante la elaboración de la presente tesis.

AGRADECIMIENTOS

A Dios, por darme la oportunidad de vivir y por estar conmigo en cada paso que doy, por fortalecer mi corazón e iluminar mi mente y por haber puesto en mi camino a aquellas personas que han sido mi soporte y compañía durante todo el periodo de estudio.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CARÁTULA.....	i
DEDICATORIA.....	ii
AGRADECIMIENTOS.....	iii
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	iv
ÍNDICE DE TABLAS Y FIGURAS	vii
RESUMEN	x
ABSTRACT	xi
INTRODUCCIÓN	xii
CAPÍTULO I: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	1
1.1. DESCRIPCIÓN DE LA SITUACIÓN PROBLEMÁTICA	2
1.2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	4
1.2.1. PROBLEMA PRINCIPAL.	4
1.2.2. PROBLEMAS SECUNDARIOS.....	4
1.3. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.....	4
1.3.1. OBJETIVO GENERAL.	4
1.3.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.	4
1.5. JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN.....	5
1.5.1. IMPORTANCIA DEL ESTUDIO.....	5
1.5.2. VIABILIDAD DE LA INVESTIGACIÓN.	5

1.5.3. LIMITACIONES DEL ESTUDIO.....	6
CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO.....	7
2.1. ANTECEDENTES DE LA INVESTIGACIÓN.....	8
2.2. BASES TEÓRICAS.....	10
2.2.1. TEORÍA DE SUSTENTACIÓN.....	10
2.2.2. TEORÍA DEL ELEMENTO DE PALA.....	11
2.2.3. TEORÍA DEL FUNCIONAMIENTO DE UN CUADRICÓPTERO.....	11
2.3. DEFINICIÓN DE TÉRMINOS BÁSICOS.....	12
CAPÍTULO III: PROPUESTA DE DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) PARA RESCATE DE PERSONAS EN SITUACIONES DE DESASTRES.....	13
3.1. ANÁLISIS AERODINÁMICO.....	14
3.2. SISTEMA MOTRIZ.....	24
3.2.1. TIPOS DE MOTORES.....	25
3.3. SISTEMA ELECTRÓNICO Y ELÉCTRICO.....	28
3.4. SISTEMA ESTRUCTURAL.....	31
3.4.1. EL SOPORTE PRINCIPAL.....	32
3.4.2. HÉLICES.....	32
3.5. SISTEMA DE RESCATE.....	34
3.6. CÁLCULO DE THRUST Y POTENCIA REQUERIDOS.....	36

3.7. DISEÑO CONCEPTUAL.....	40
CAPÍTULO IV: METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN	45
4.1. DISEÑO METODOLÓGICO.....	46
4.2. TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE DATOS	46
4.3. ASPECTOS ÉTICOS	46
CAPÍTULO V: RESULTADOS.....	47
CAPÍTULO VI: DISCUSIÓN	52
CONCLUSIONES.....	54
RECOMENDACIONES	56
REFERENCIAS.....	57
ANEXOS	51
A. MATRIZ DE CONSISTENCIA.....	51
B. TABLAS.....	61

ÍNDICE DE TABLAS Y FIGURAS

Figura 1. Emergencias por fenómeno según daños personales.	3
Figura 2. Giros de las hélices.	14
Figura 3. Dinámica del movimiento de un cuadricóptero.	15
Figura 4. Dirección de flujo de aire a través de una hélice.	16
Figura 5. Dirección de thrust de una hélice.	17
Figura 6. Pala de hélice con una estación de medida dr.	17
Figura 7. Diagrama de cuerpo libre de un perfil de hélice (airfoil).	18
Figura 8. Pala de hélice con una distancia r variable.	18
Figura 9. DCL thrust.	19
Figura 10. DCL torque.	19
Figura 11. Ventajas e inconvenientes de los distintos tipos de perfiles NACA.	22
Figura 12. Perfiles NACA de 4 dígitos.	23
Figura 13. Motor a reacción.	25
Figura 14. Motor de combustión interna.	26
Figura 15. Scorpion evo 5035.	27
Figura 16. YGE 160 HV-K.	28
Figura 17. FlySky FS- I6X.	29
Figura 18. NAZA-H.	30
Figura 19. X servos 950 y 980 BLHV.	30
Figura 20. HALO BLADES.	33
Figura 21. Dimensiones de las palas.	33
Figura 22. Equipo de rescate Air-Lift Rescue Vest (ARV).	34

Figura 23. Forma cómo actuará el vehículo en el proceso de rescate a una persona.	35
Figura 24. Peso que requerirá elevar cada hélice.	36
Figura 25. Potencia que requerirá cada hélice.	37
Figura 26. Cálculo de número Reynolds.	38
Figura 27. Datos coeficiente lift y drag NACA 6306.	39
Figura 28. Vista frontal del vehículo.	40
Figura 29. Vista lateral del vehículo.	40
Figura 30. Vista posterior del vehículo.	41
Figura 31. Vista superior del vehículo.	41
Figura 32. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado	42
Figura 33. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.	42
Figura 34. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.	43
Figura 35. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.	43
Figura 36. Resultados de NACA 4406.	48
Figura 37. Resultados de NACA 4606.	49
Figura 38. Resultados de NACA 6306	49
Figura 39. Resultados de NACA 6606.	50
Figura 40. Resultados de NACA 6706.	50
Tabla 1.....	44
Tabla 2.....	48
Tabla 3.....	49
Tabla 4.....	49
Tabla 5.....	50

Tabla 6.....50

RESUMEN

El presente proyecto consiste en el estudio para el diseño de un vehículo aeronáutico de despegue y aterrizaje vertical, cuya función será rescatar personas en situaciones de desastres naturales.

El vehículo tendrá la capacidad de cargar a una persona de peso promedio de 80 kg, aparte del peso del vehículo, el cual será de 120 kg. Tendrá la forma de un cuadricóptero, se acercará a la persona a una altura segura, le lanzará una cuerda con un chaleco de rescate para que la persona se sujete y luego, el vehículo la llevará hacia un lugar seguro lo más cercano posible. Será controlado por control remoto, facilitando las labores a los rescatistas, sin arriesgar su propia vida.

ABSTRACT

The present project consists of the study and design of an aeronautical vehicle of vertical takeoff and landing; whose function is to rescue people in situations of natural disasters.

The vehicle will have the capacity to load a person of average weight of 80 kg, apart from the weight of the vehicle, which will be 120 kg. It will be like a quadcopter, it will approximate to the person in a safe height, throw a rope with a rescue vest for the person to hold and then, the vehicle will be taken to a safe place as close as possible. It will be controlled by remote control, facilitating the work to rescuers, without risking their own lives.

INTRODUCCIÓN

El Perú es un país que ha pasado por muchas catástrofes naturales, que han causado la pérdida de muchas vidas humanas, por no contar con un sistema de prevención y rescate óptimos.

En estas situaciones, los sistemas utilizados son obsoletos, poniendo en riesgo la vida del afectado y del rescatista, al hacer uso de una soga para acercarse al damnificado, y llevarlo a una zona segura.

Ante esta situación, se crea la necesidad de un método más seguro para salvar a las personas en situaciones de riesgo, sin afectar la vida e integridad de los rescatistas.

El presente proyecto propone una solución mediante un vehículo aéreo no tripulado, que se acerque a la persona a rescatar, a una altura determinada, lanzarle una soga con un chaleco de rescate para que esta persona quede sujeta y llevarla a un lugar más seguro, lo más cerca y rápido posible.

Este vehículo tendrá la capacidad de despegue y aterrizaje vertical, muy similar a un helicóptero, con la ventaja que no necesitará de piloto, su tamaño será mucho menor y será operado a distancia mediante un mando a control remoto, dispondrá de hélices en su estructura y tendrá la capacidad de levantar 80 kilogramos, el peso promedio de una persona.

Este vehículo pretende facilitar las labores que realizan los rescatistas, optimizando y acelerando el proceso de ayuda a las personas en riesgo, además de reducir los costos de rescate y evitar pérdidas de vidas humanas.

Fases del proyecto:

Capítulo I Planteamiento del problema: Se describe la situación problemática, formulación del problema, objetivos e hipótesis y justificación.

Capítulo II Marco teórico: Se realizan los antecedentes de la investigación, bases teóricas, y definición de términos básicos.

Capítulo III Propuesta de diseño de un vehículo aéreo no tripulado para rescate de personas en situaciones de desastres: Se realiza el análisis aerodinámico y el diseño conceptual.

Capítulo IV Metodología de la investigación: Se realiza el diseño metodológico, técnica de recolección de datos y aspectos éticos.

Capítulo V Resultados: Se comprueban los resultados obtenidos

Capítulo VI Discusión: Se discuten los resultados

CAPÍTULO I: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1. Descripción de la situación problemática

Los desastres naturales han afectado a la humanidad a lo largo de la historia, provocando severas pérdidas humanas y materiales con incalculables daños, e incrementando su frecuencia e intensidad a lo largo de los años.

Algunos países están más preparados que otros en cuestión de prevención y reconstrucción de daños, como es el caso de Japón, que, tras el terremoto y posterior tsunami del 2011, crea una agencia de reconstrucción y toma medidas para que, en el futuro, un posible evento similar no afecte en tal medida al país.

En América del Sur, los desastres que más afectan a la población son las sequías, las heladas, las inundaciones, el vulcanismo y los terremotos, llegando los países afectados a declararse en emergencia y solicitar ayuda internacional.

El Perú, se encuentra afectado principalmente por El Niño, que es un fenómeno climático que afecta la costa peruana y ocurre entre tres y cinco años. El caso más reciente de un fenómeno similar se denominó El Niño Costero, sucedió en el verano del 2017, y afectó por cuatro meses al país, trayendo consigo lluvias, huaicos, inundaciones, dejando más de 100000 damnificados, 75 fallecidos, 10000 viviendas colapsadas y medio millón de afectados.

Otro de los desastres que ocurren en el Perú, son los terremotos, el caso más reciente sucedió en el año 2007, dejando como consecuencia, enormes pérdidas

humanas, como económicas, y la necesidad de una reconstrucción de las zonas afectadas, que aún no termina.

Figura 1. Emergencias por fenómeno según daños personales.

FENÓMENO	EMER- GENCIA	DAÑOS PERSONALES				
		DAMNIFICADOS	AFECTADOS	DESAPARECIDOS	HERIDOS	FALLECIDOS
TOTAL	4 816	177 673	897 974	19	262	119
ALUD	1					
ALUVION	5	67	600			
COLAPSO DE CONSTRUCCION	103	939	325		6	4
CONTAMINAC. AGUA	5		1 390			
CONTAMINAC. AMBIENTAL	3		1			
CRECIDA DE RIO	33	329	3 535			
DERRAME SUSTANC. NOCIVAS	2					
DERRUMBE DE CERRO	104	614	124		24	2
DESIZAMIENTO	140	2 555	10 776	3	51	27
EPIDEMIA	7		16 103			7
EXPLOSION	5	7	384		31	8
GRANIZADA	102	1 573	12 288			
HELADA	335	130	272 899			1
HUAYCO	44	967	35 527		7	8
INCENDIO FORESTAL	26	124	586		11	1
INCENDIO URBANO	1 385	11 097	2 545	3	103	37
INUNDACIÓN	258	114 590	222 767	4	18	2
LLUVIA INTENSA	1 463	30 517	261 231	8	8	11
MAREJADA (MARETAZO)	21		1 839	1		
NEVADA	65	1 759	22 843			
PLAGA	2					
SEQUIA	12		1 940			
SISMO (*)	40	2 822	13 263			
TORMENTA ELECTRICA	7	143	100			1
VIENTO FUERTE	596	4 263	11 319		3	2
OTRO 1/	52	5 177	5 589			8

Fuente: https://www.indeci.gob.pe/compend_estad/2011/comp_2011.pdf

1.2. Formulación del problema

1.2.1. Problema principal.

¿De qué manera la propuesta de diseño de un vehículo aéreo no tripulado favorecerá el rescate de personas en situaciones de desastres naturales?

1.2.2. Problemas secundarios.

¿En qué medida la implementación de un vehículo aéreo no tripulado permitirá reducir los riesgos en el proceso de rescate?

¿En qué medida la adopción de un nuevo método de rescate influirá sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate?

1.3. Objetivos de la investigación

1.3.1. Objetivo general.

Diseñar un vehículo aéreo no tripulado que favorecerá el rescate de personas en situaciones de desastres naturales.

1.3.2. Objetivos específicos.

Establecer en qué medida la implementación de un vehículo aéreo no tripulado permitirá reducir los riesgos en el proceso de rescate.

Establecer en qué medida la adopción de un nuevo método de rescate influirá sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate.

1.5. Justificación de la investigación

1.5.1. Importancia del estudio.

Esta investigación se desarrolla porque se determinó que hubo déficit organizacional y falta de equipos durante el evento del Niño Costero del año 2017, cuyos rescatistas arriesgaban sus propias vidas para salvar a los damnificados, lo cual dificultaba el proceso. Por lo tanto, la presente investigación pretende servir de apoyo en las labores de rescate, puesto que no se pondría en riesgo vida alguna, facilitando las labores a los rescatistas y por consiguiente una disminución del tiempo de respuesta.

La importancia del estudio radica en que el proyecto será de gran ayuda en las labores de rescate, por consiguiente, un gran beneficio, tanto para los rescatistas, como para los damnificados.

1.5.2. Viabilidad de la investigación.

La viabilidad del proyecto se justifica, porque lo que se pretende es salvar vidas humanas mas no el de escatimar recursos, sin embargo, este nuevo método de rescate no excederá los costos de rescate permisibles, justificando plenamente su implementación.

1.5.3. Limitaciones del estudio.

En el desarrollo de la investigación se encontraron las limitaciones de acceso a la información, sobre todo en los libros, datos de los perfiles NACA, los softwares utilizados y tiempo disponible, ya que requirió muchas horas de investigación. Finalmente, estos inconvenientes fueron salvados, ya que se logró tener el acceso a la información necesaria, culminándose la investigación en el tiempo previsto.

CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO

2.1. Antecedentes de la investigación

Estudio y diseño preliminar de un vehículo aeronáutico de despegue y aterrizaje vertical

En este trabajo se realiza el estudio y diseño preliminar de un vehículo aeronáutico que cumpla con tareas de rescate en zonas difíciles de llegar, contando con una cualidad muy importante como es el despegue y aterrizaje vertical. La nave llevará hasta 5 personas o su peso en víveres, medicinas y otros objetos. Este estudio es importante pues constituye una forma diferente, fácil y original de poder realizar tareas que se hacen muy complicadas con las herramientas que se tiene actualmente en Perú. (Utili, 2005, p.ii)

Modelado y control de un cuadricóptero

Este proyecto de tesis está dirigido a los vehículos aéreos no tripulados (UAV), los cuales han tenido mucha popularidad en los últimos años gracias a la miniaturización de los componentes electrónicos y mecánicos. El presente trabajo consiste la realización del modelo matemático, la estimación de parámetros físicos, el diseño de controles PID (Proporcional-Integral-Derivativo) para nuestro cuadricóptero, la validación del modelo matemático y la implementación experimental del algoritmo de control en un sistema embebido para estabilizar la orientación de la aeronave. La tesis contempla realizar el modelo matemático de la aerodinámica del cuadricóptero agregando la dinámica de los propulsores. Se linealiza el modelo en base a documentos publicados en revistas importantes y se estiman las constantes y coeficientes utilizados en el

modelo matemático por medio de pruebas en laboratorio y con ayuda de “software” especializados. En base a publicaciones y a sistemas embebido comerciales especiales para “drones” se realiza el diseño del control del cuadricóptero en el entorno Simulink de Matlab. Para poder comprobar el correcto funcionamiento se desarrolla un entorno virtual en tres dimensiones también en Simulink. También se plantea un algoritmo de control de orientación que permita mejorar la maniobrabilidad y robustez frente a perturbaciones. Finalmente se implementa el algoritmo de control de orientación en un sistema embebido comercial para desarrolladores y se llevan a cabo pruebas de vuelo. El propósito académico era investigar nuevas tecnologías y líneas de investigación futuras enfocadas a la problemática de transporte de carga por medio de cuadricópteros. (Paiva, 2016, p.VII)

Modelling and control of quadcopter

The purpose of this paper is to present the basics of quadcopter modelling and control as to form a basis for further research and development in the area. This is pursued with two aims. The first aim is to study the mathematical model of the quadcopter dynamics. The second aim is to develop proper methods for stabilization and trajectory control of the quadcopter. The challenge in controlling a quadcopter is that the quadcopter has six degrees of freedom but there are only four control inputs. (Luukkonen, 2011, p.1)

Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS

Hoy en día, la investigación en el campo de los vehículos aéreos no tripulados ha experimentado un auge considerable, la tecnología de este tipo de aeronaves ha sido desarrollada para desempeñar multitud de tareas en distintos campos.

En este proyecto, se presenta el criterio de diseño de un vehículo aéreo no tripulado del tipo cuadricóptero, con un tamaño poco común para los requisitos y capaz de llevar una carga extra elevada. Se hace una selección de la estructura aérea y su configuración. El estudio se centra en los componentes estructurales y los módulos que forman la aeronave que permiten cumplir con los requerimientos del proyecto.

El resultado es un vehículo controlado remotamente y automático con el tamaño apropiado para desempeñar tareas tanto en entornos exteriores como en interiores. Además, se desarrollaron una serie de pruebas que permiten verifiquen que el diseño cumple con los requisitos planteados. (Benito, 2015, p.III)

2.2. Bases teóricas

2.2.1. Teoría de sustentación.

La teoría de sustentación radica principalmente, en la diferencia de presiones sobre una superficie alar, ya que en el extradós (parte superior del ala), la partícula de aire va más rápido que en el intradós (parte inferior del ala), y por los principios de Bernoulli tenemos que, a mayor velocidad,

menor presión, y a menor velocidad, mayor presión, lo que genera el ascenso del perfil alar.

La teoría de sustentación será de utilidad en este proyecto, dado que las aspas y los perfiles aerodinámicos son los que permitirán al vehículo aéreo el poder elevar a una persona a una altura determinada.

2.2.2. Teoría del elemento de pala.

La teoría del elemento de pala consiste en dividir la pala en varias estaciones, para luego hacer un análisis de fuerzas y momentos en cada una de estas estaciones, obteniendo una resultante de estas acciones a lo largo de la pala mediante la integración.

Esta teoría será de enorme utilidad en este proyecto, dado que será utilizada conjuntamente con la teoría de sustentación para calcular las fuerzas y velocidades necesarias del vehículo aéreo.

2.2.3. Teoría del funcionamiento de un cuadricóptero.

Un cuadricóptero tiene cuatro hélices, un par opuesto de hélices gire hacia la derecha, mientras que el otro par, hacia la izquierda, lo que produce que se eliminen los momentos generados.

Esta teoría será utilizada en este proyecto, ya que el vehículo actuará más como un cuadricóptero que como un helicóptero, ya que ocupa menor espacio, al no necesitar un rotor de cola y ofrecer un funcionamiento aerodinámico más sencillo, al no requerirse un movimiento de las palas de hélice.

2.3. Definición de términos básicos

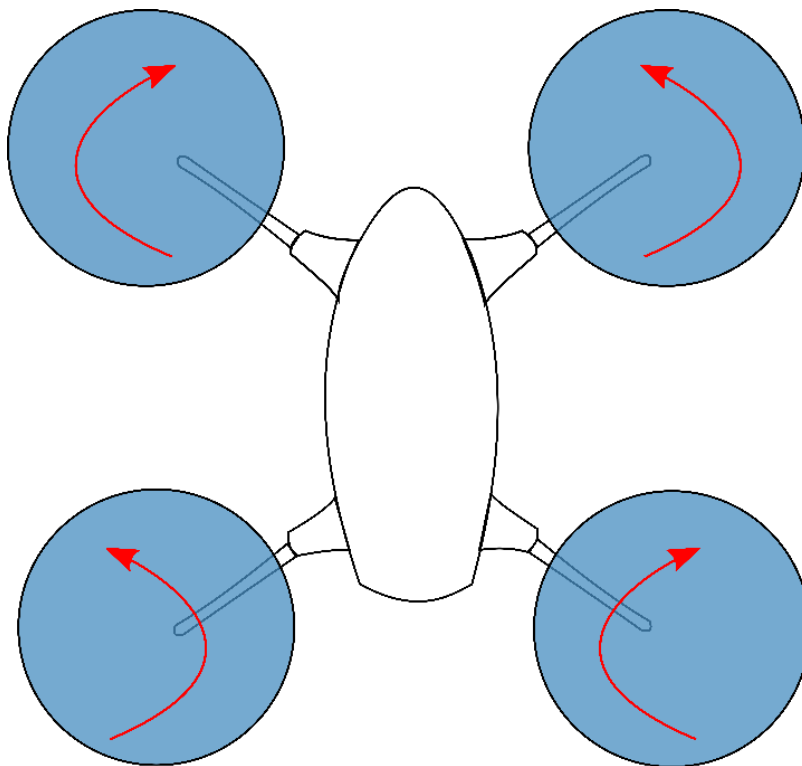
- Airfoil: Perfil alar
- Ángulo de ataque: Ángulo formado entre el viento relativo al airfoil y la línea cero lift del airfoil. Frecuentemente la línea cuerda del airfoil reemplaza a la línea cero lift
- Coeficientes aerodinámicos: Coeficientes no dimensionales para las fuerzas y momentos aerodinámicos
- Cuadricóptero: Vehículo aéreo con cuatro hélices
- Hélice: Dispositivo formado por un conjunto de palas
- Hover: Movimiento de sustentación
- Lift: Fuerza ascendente causada por el flujo de alta velocidad sobre un airfoil
- Línea cuerda: Línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida
- Pitch: Movimiento sobre el eje Y
- Roll: Movimiento sobre el eje X
- Yaw: Movimiento sobre el eje Z

**CAPÍTULO III: PROPUESTA DE DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO
NO TRIPULADO (UAV) PARA RESCATE DE PERSONAS EN
SITUACIONES DE DESASTRES**

3.1. Análisis aerodinámico

El vehículo, al actuar como un cuadricóptero, tendrá su propia dinámica, la que implica que un par opuesto de hélices gire hacia la derecha, mientras que el otro par, lo hace hacia la izquierda, que compensa los momentos generados, a diferencia de un helicóptero, que necesita un rotor de cola para eliminar este momento.

Figura 2. Giros de las hélices.

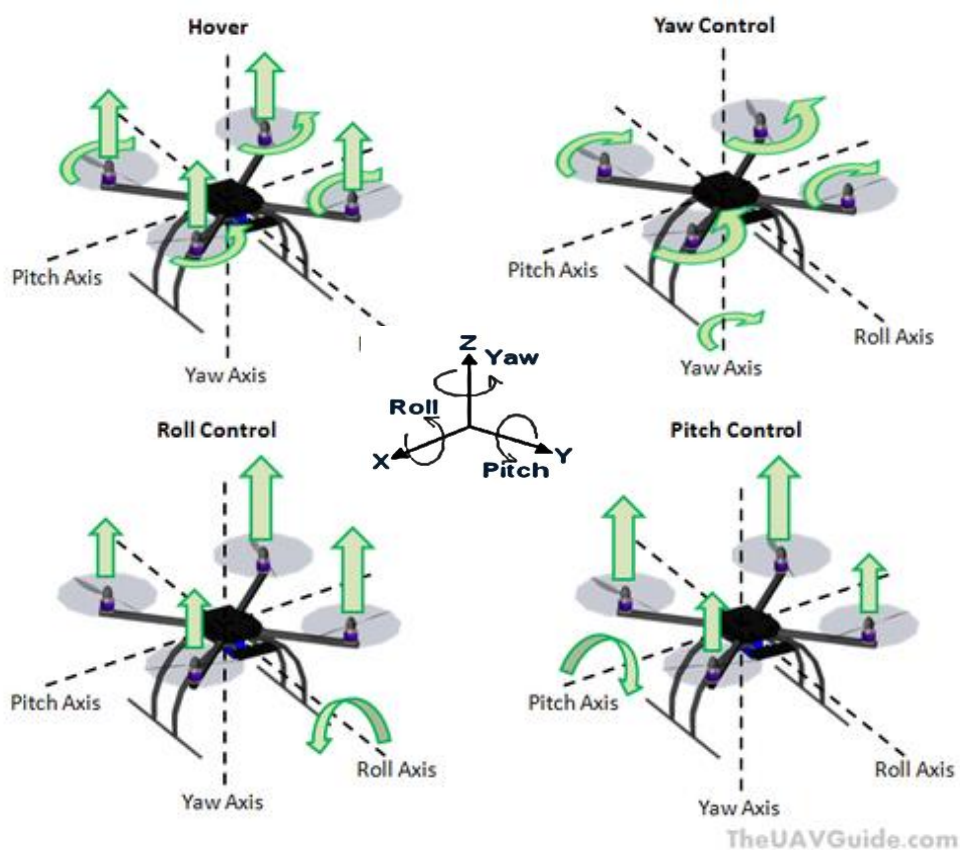


Fuente: Elaboración propia.

A continuación, se presentan las diferentes dinámicas que necesita un cuadricóptero para los diversos movimientos que se generan para el vuelo, tanto para hover (sustentación), yaw, roll y pitch. Se puede observar que:

- Para la sustentación (hover), las 4 hélices dan su mayor empuje, sobre lo cual el análisis siguiente se basará para realizar los cálculos.
- Para yaw, que se realiza sobre el eje Z, un par opuesto de hélices ejerce mayor potencia que el otro par, lo que produce el movimiento de guiñada.
- Para roll y pitch, que en este caso sería el mismo movimiento con la diferencia de ejes, X e Y, se observa que, un par de hélices del mismo lado, ejerce más potencia que el otro par al lado opuesto.

Figura 3. Dinámica del movimiento de un cuadricóptero.



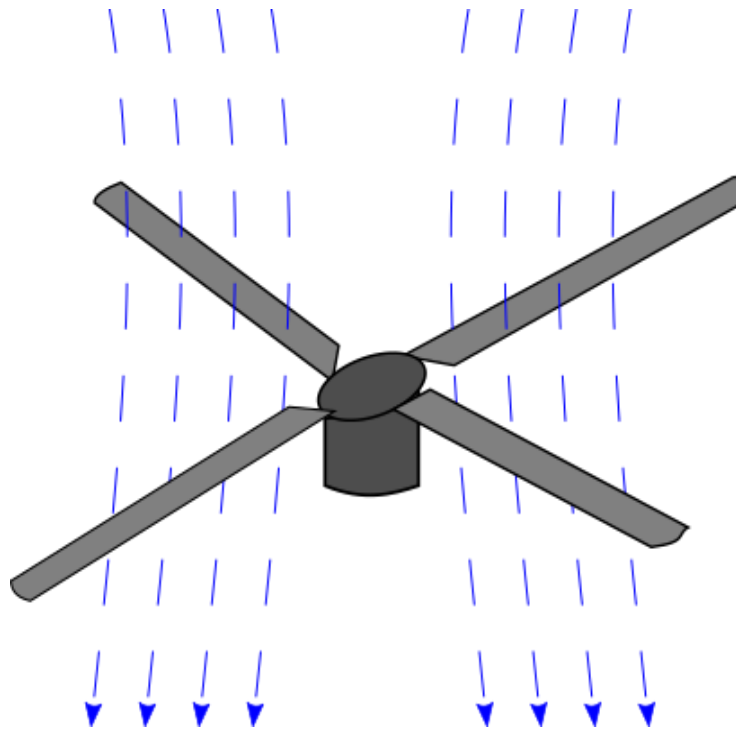
Fuente:

http://wiki.theuavguide.com/images/thumb/a/a4/Multicopter_Dynamics.png/500px-Multicopter_Dynamics.png

Existen 4 fuerzas que se generan durante el vuelo: Sustentación, empuje, peso y arrastre.

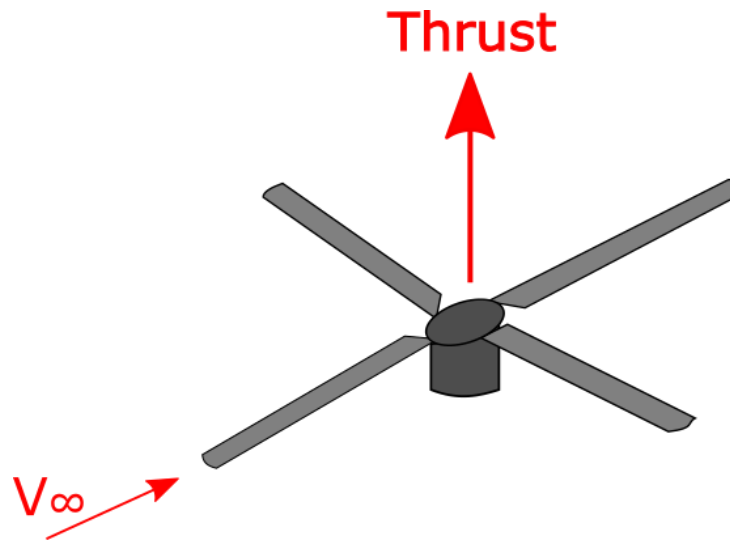
En el caso de un vehículo de despegue vertical, el empuje ocurrirá en la dirección vertical, el aire fluye desde arriba hacia abajo a través de la hélice, provocando el empuje (thrust) en dirección ascendente.

Figura 4. Dirección de flujo de aire a través de una hélice.



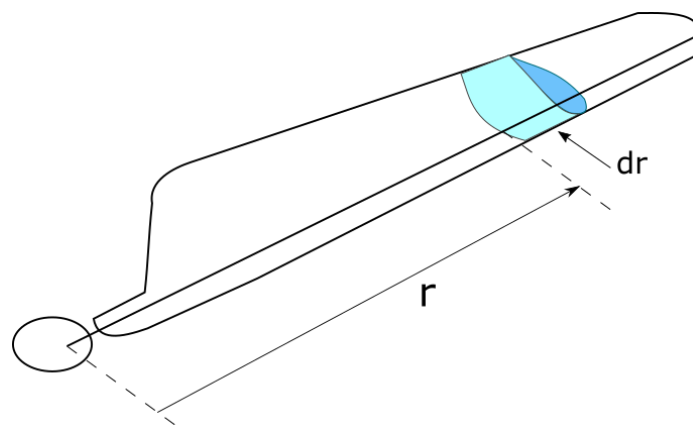
Fuente: Elaboración propia.

Figura 5. Dirección de thrust de una hélice.



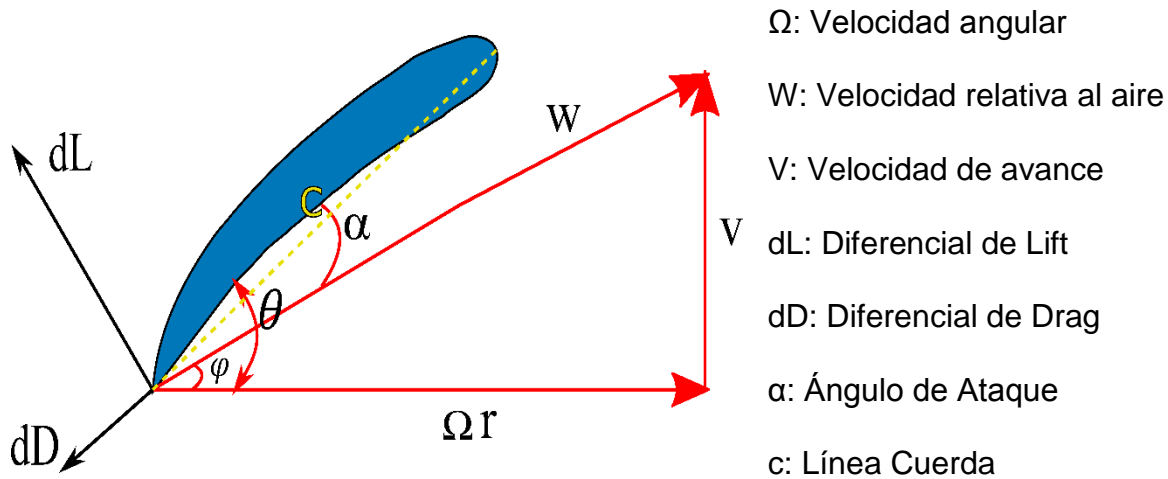
Fuente: Elaboración propia.

En el presente proyecto, para calcular las fuerzas aerodinámicas, se utilizará la teoría del elemento de pala, la cual consiste en dividir la pala de una hélice en varias estaciones, para luego hacer un análisis de fuerzas y momentos en cada una de estas estaciones, obteniendo una resultante de estas acciones a lo largo de la pala mediante la integración.

Figura 6. Pala de hélice con una estación de medida dr .

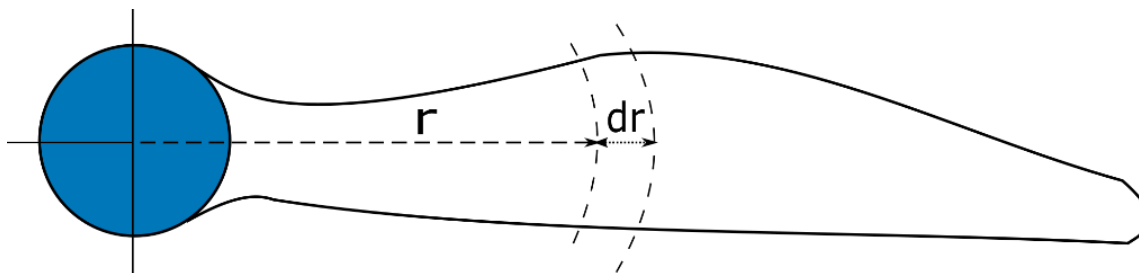
Fuente: Elaboración propia.

Figura 7. Diagrama de cuerpo libre de un perfil de hélice (airfoil).



Fuente: Elaboración propia.

Figura 8. Pala de hélice con una distancia r variable.



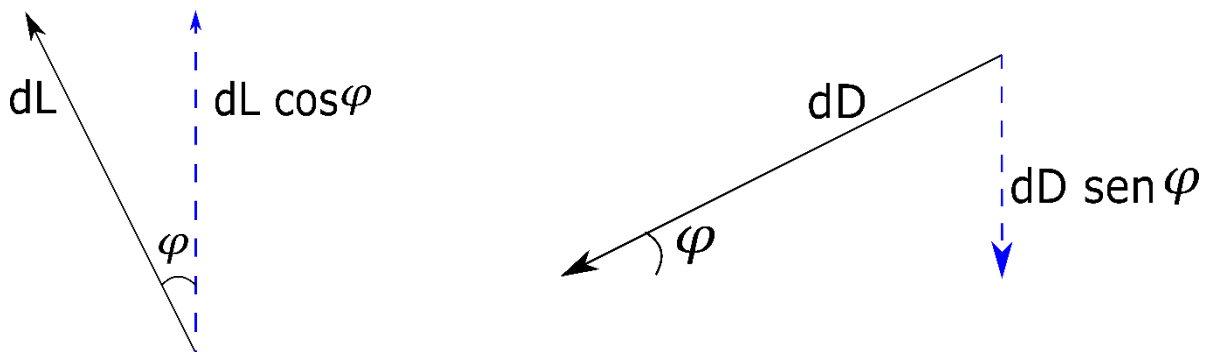
Fuente: Elaboración propia.

$$W^2 = V^2 + \Omega^2 r^2 \quad (1)$$

$$\alpha = \theta - \varphi \quad (2)$$

Cálculo del Thrust (empuje)

Figura 9. DCL thrust.

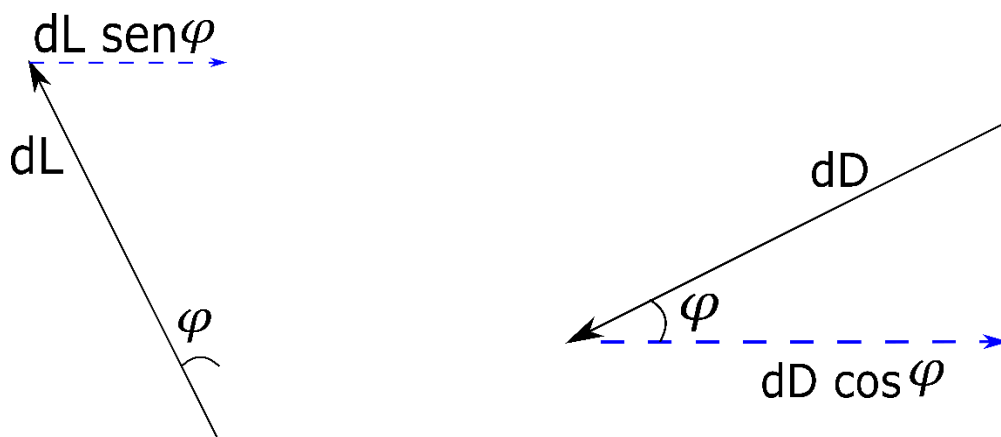


Fuente: Elaboración propia.

$$dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi \quad (3)$$

Cálculo del Torque

Figura 10. DCL torque.



Fuente: Elaboración propia.

$$dQ = (dL \sin \varphi + dD \cos \varphi) r \quad (4)$$

$$dL = \frac{1}{2} Cl \rho W^2 c dr \quad \text{Área del airfoil} \quad (5)$$

$$dD = \frac{1}{2} Cd \rho W^2 c dr \quad (6)$$

Reemplazando

$$dT = \frac{1}{2} \rho W^2 c (Cl \cos \varphi - Cd \sin \varphi) dr \quad (7)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho W^2 c r (Cl \sin \varphi + Cd \cos \varphi) dr \quad (8)$$

El momento que la nave queda suspendida por encima de la persona a rescatar es el momento más crítico de la operación, ya que es donde se dará el mayor esfuerzo al vehículo, por lo tanto, los cálculos siguientes serán tomando los valores de sustentación.

Para sustentación tenemos:

$$V = 0$$

$$W^2 = \Omega^2 r^2 \quad (9)$$

Donde V es la velocidad de avance

Por lo tanto:

$$\varphi = 0$$

$$\alpha = \theta \quad (10)$$

Reemplazando

$$dT = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^2 c Cl dr \quad (11)$$

$$\int dT = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 c Cl \int r^2 dr \quad (12)$$

Se procede con la integración desde la raíz de la pala(R_0) hasta el extremo(R)

$$T = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 c Cl \int_{R_0}^R r^2 dr \quad (13)$$

Tenemos la fórmula de Thrust para una pala de hélice:

$$T = \frac{1}{6} \rho \Omega^2 c Cl (R^3 - R_0^3) \quad (14)$$

Ahora se procede a determinar la potencia requerida para mover una pala de hélice

Tenemos que:

$$Potencia (P) = Torque (Q) * Velocidad Angular(\Omega)$$

$$dP = dQ * \Omega = \frac{1}{2} \rho \Omega^3 r^3 c Cd dr \quad (15)$$

Se procede con la integración desde la raíz de la pala(R_0) hasta el extremo(R)

$$P = \frac{1}{2} \rho \Omega^3 c Cd \int_{R_0}^R r^3 dr \quad (16)$$

Tenemos la fórmula de potencia para una pala de hélice:

$$P = \frac{1}{8} \rho \Omega^3 c Cd (R^4 - R_0^4) \quad (17)$$

A continuación, se presenta una tabla comparativa de las diferentes familias de perfiles NACA

Figura 11. Ventajas e inconvenientes de los distintos tipos de perfiles NACA.

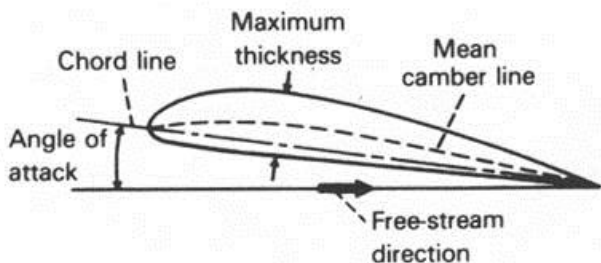
Familias	Ventajas	Inconvenientes	Aplicaciones
Cuatro cifras	Buenas características de entrada en pérdida. El movimiento del centro de presiones es pequeño en un amplio rango de velocidades La rugosidad tiene poco efecto	Coefficiente de sustentación máximo, bajo. Resistencia relativamente alta. Momento de cabeceo alto	Aviación ligera o general. Estabilizadores horizontales Perfiles simétricos Jets supersónicos Palas de helicópteros. Aletas de misiles
Cinco cifras	Coefficiente de sustentación más alto Momento de cabeceo bajo La rugosidad tiene poco efecto	Características de entrada en pérdida, pobres. Resistencia relativamente alta	Aviación general Pequeños turbohélices Jets de negocios
Serie 1	No presenta picos de baja presión Baja resistencia a alta velocidad	Sustentación relativamente baja	Hélices de avión Hélices de barco
Serie 6	Coefficiente de sustentación máximo alto Muy baja resistencia en un rango de condiciones de operación pequeño Óptimo para altas velocidades	Alta resistencia fuera del rango de operación óptimo Momento de cabeceo alto. Características de entrada en pérdida, pobres. Muy sensible a la rugosidad	Jets de negocios Aviones de entrenamiento Jets supersónicos
Serie 7	Muy baja resistencia en un rango de condiciones de operación pequeño Momento de cabeceo bajo	Coefficiente de sustentación máximo, bajo. Alta resistencia fuera del rango de operación óptimo. Características de entrada en pérdida, pobres. Muy sensible a la rugosidad	Raramente utilizados
Serie 8	Desconocidas.	Desconocidas.	Muy raramente utilizados

Fuente: <http://www.despegamos.es/wp-content/uploads/2014/12/tabla.jpg>

Se utilizarán los perfiles NACA de 4 dígitos, ya que existe mayor información de estos, además de su facilidad para analizarlos con el software Xfoil.

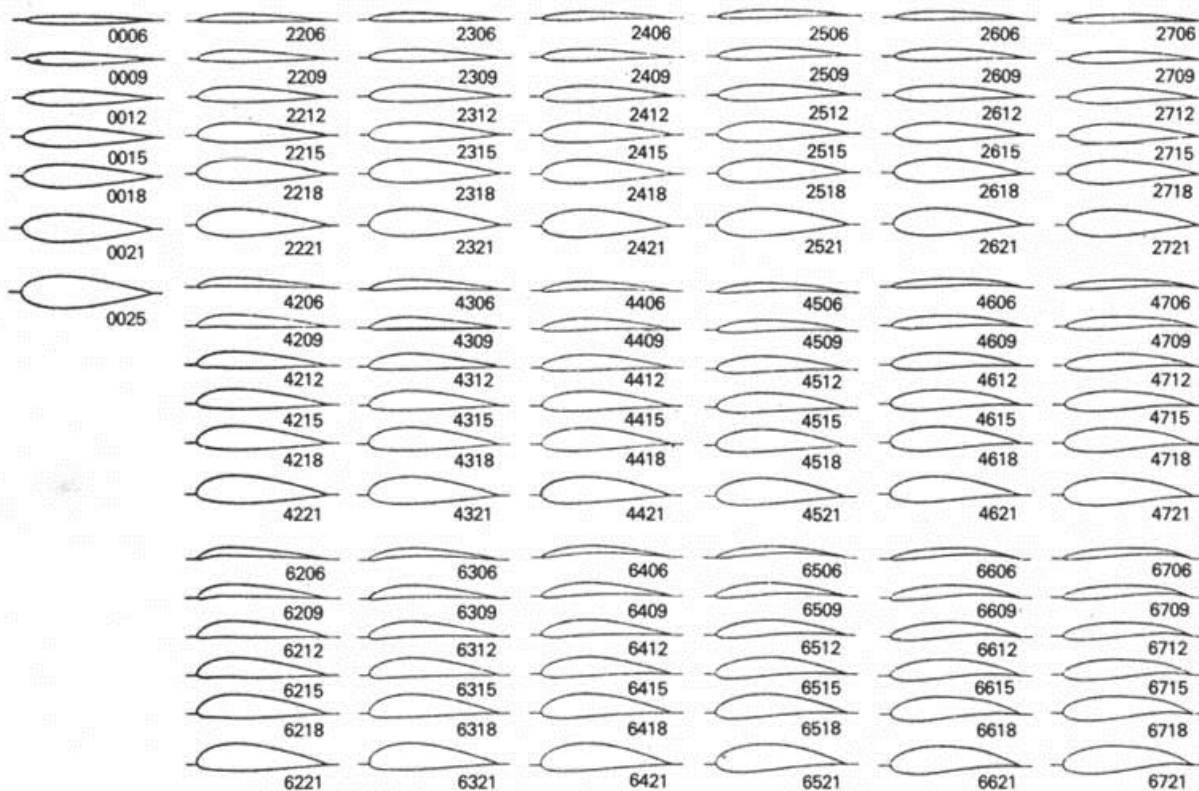
Se presentan los diferentes tipos de perfiles NACA de 4 dígitos, con los cuales se procederá el análisis de Thrust y Potencia

Figura 12. Perfiles NACA de 4 dígitos.



(a) Wing cross section.

The camber of an airfoil section is the curvature of the mean line relative to the chord line. (NASA EP-89, 1971, p. 100)



Fuente: <https://history.nasa.gov/SP-4103/p540.jpg>

3.2. Sistema motriz

Luego de tener la potencia requerida para que el vehículo funcione de manera óptima, se evaluará el sistema motriz que poseerá el aparato teniendo en cuenta las siguientes consideraciones:

- Se utilizarán cuatro motores, uno para cada hélice, ya que esto simplificará el sistema de transmisión que se podría usar, comparándolo con utilizar un único motor que dividiera la potencia en cuatro, el cual requeriría un sistema de transmisión muy complejo y sofisticado.
- El motor ya deberá existir en el mercado, ya que esto facilitará y acelerará el desarrollo del proyecto, si no se puede hallar en el mercado peruano, se podrá importar del mercado internacional.
- El motor deberá ser lo más eficiente posible, tratando de evitar pérdidas de potencia.
- El motor deberá tener una baja relación peso – potencia, ya que lo que se pretende es que el vehículo tenga el menor peso posible con la mayor potencia generada.
- El motor no deberá tener dimensiones muy elevadas, ya que esto excedería el tamaño del diseño conceptual del vehículo, aspecto que se verá más adelante.

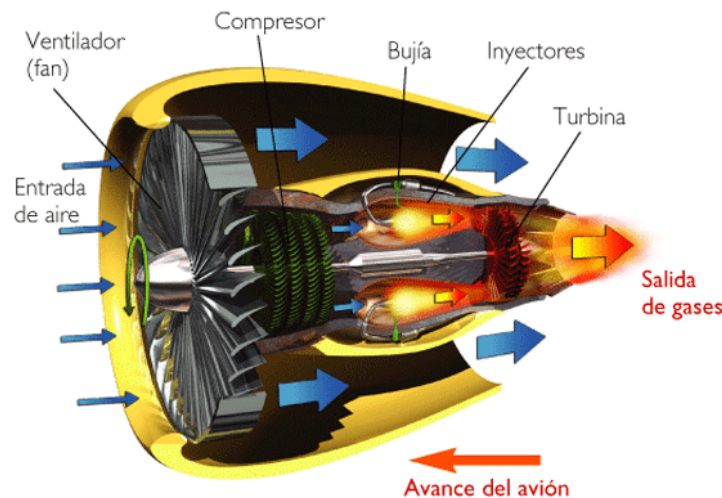
3.2.1. Tipos de motores.

. Motores de combustión externa:

Tipo de motor donde la combustión se realiza en un espacio abierto, ya que el combustible se quema en una cámara de combustión que no se considera zona cerrada.

No se utilizará este tipo de motor, ya que son a reacción, y no aplica al proyecto debido a que este utilizará hélices.

Figura 13. Motor a reacción.



Fuente: <https://sites.google.com/site/energiasfernando/maquinas-termicas/a-motores-de-combustion-externa>

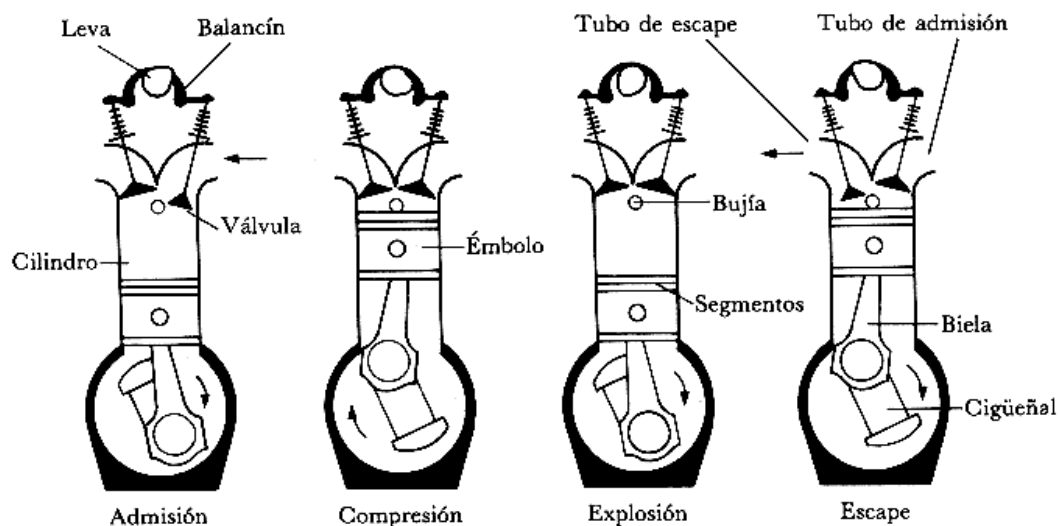
. Motores de combustión interna:

Tipo de motor donde la combustión se realiza en una cámara cerrada, donde la energía mecánica se obtiene de la energía química producto de la combustión del combustible.

Estos motores son utilizados en automóviles, motos, motores de aviación a pistón, etc.

No se utilizará este tipo de motor, ya que requerirá la adaptación de todo su sistema ya preestablecido de fabricación hacia el vehículo aéreo, el cual sería un proceso complicado y poco práctico; además que no es el motor más eficiente en el mercado, teniendo una eficiencia de un 30 % en promedio, ya que la mayor parte de su energía se transforma en calor y esto conlleva a que necesite un sistema de refrigeración, el cual incrementaría el peso del vehículo junto al combustible que usaría, el cual además supondría un riesgo para la persona a la cual se está rescatando, ya que el vehículo estaría literalmente por encima de la persona y cualquier falla podría ser fatal como por ejemplo un derrame de combustible.

Figura 14. Motor de combustión interna.



Fuente:

<http://bibliotecadigital.ilce.edu.mx/sites/ciencia/volumen1/ciencia2/39/imgs/pet09p038.gif>

. Motores eléctricos:

Tipo de motor donde se convierte la energía eléctrica en energía mecánica debido a la acción de los campos magnéticos que se generan en sus bobinas.

Estos motores tienen la ventaja de que ofrecen una eficiencia de aproximadamente 75 %, proporcionan alta potencia a bajo peso, no contaminan el ambiente, no necesitan un sistema de refrigeración, son fáciles de adquirir y adaptarlos al vehículo, ya que hay fabricantes en el extranjero que los producen exclusivamente para vehículos aéreos como drones.

Tomando en cuenta los tipos de motores descritos anteriormente, se concluye que el motor eléctrico es el más adecuado para su uso en el vehículo aéreo; en este caso se usará un motor basado en el Scorpion evo 5035 que dará una potencia de 10 kilowatts y una velocidad de 2500 RPM.

Figura 15. Scorpion evo 5035.



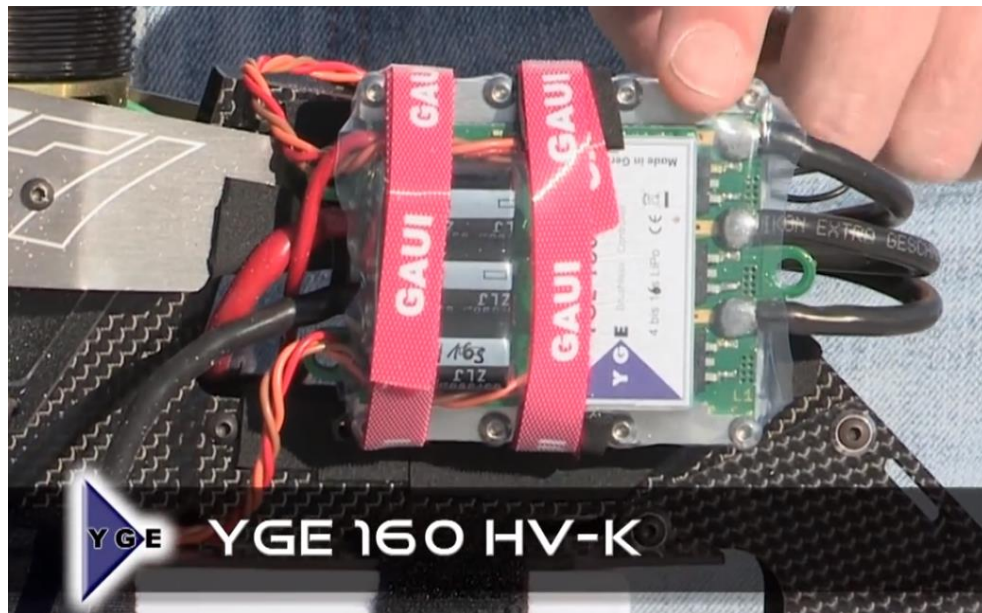
Fuente: <https://www.youtube.com/watch?v=7uxuf5JhKLE>

3.3. Sistema electrónico y eléctrico

El estudio del sistema electrónico y eléctrico que poseerá el vehículo no será parte de esta investigación, pero se proceden a indicar las propiedades y características que debe poseer para su aplicación en el vehículo aéreo.

- El vehículo contará con un sistema de luces que iluminarán las partes laterales, así como iluminar a la persona que está siendo rescatada para vuelos que se tengan que realizar en la noche o con escasa visibilidad.
- El sistema de control electrónico que se usará para controlar la velocidad del motor y aceleración de la hélice será el YGE 160 HV-K.

Figura 16. YGE 160 HV-K.



Fuente: <https://www.youtube.com/watch?v=7uxuf5JhKLE>

- El sistema emisor y receptor que se usará para que el vehículo funcione de manera remota será el FlySky FS- I6X, el cual se utiliza en muchos proyectos de drones y UAV.

Figura 17. FlySky FS- I6X.



Fuente: https://ae01.alicdn.com/kf/HTB1O.JveAfb_uJkSmFPq6ArCFXa1/Original-Flysky-FS-i6X-10CH-2-4GHz-AFHDS-2A-RC-Transmitter-FS-iA6B-FS-iA10B-FS.jpg_640x640.jpg

- Se usarán las baterías SLS APL MAGNUM 4000 que ofrecen 22.2 V, 10 por cada hélice que en suma dan un total de 222 Voltios lo cual se requiere para hacer funcionar la hélice el tiempo de rescate el cual se considera que será de 15 minutos, también deberán tener un sistema de alarma el cual indique que la batería está por acabarse para su posterior recarga.

- Se usará sistema de GPS (Sistema de Posicionamiento Global), NAZA-H.

Figura 18. NAZA-H.



Fuente: <https://static.rcgroups.net/forums/attachments/1/0/0/9/9/6/ai25623453-54-thumb-install3.jpg?d=1363567478>

- Para la estabilización se usará X servos 950 y 980 BLHV

Figura 19. X servos 950 y 980 BLHV.



Fuente: http://www.beastx.com/eng/xservo_files/xservo_head.jpg

3.4. Sistema estructural

El sistema estructural será donde se acoplen todos los elementos mecánicos, eléctricos y electrónicos incluyendo la superficie que cubrirá estos elementos. Los materiales deberán ser del menor peso posible además de tener alta resistencia mecánica y a las vibraciones.

Se analizaron los materiales que se usan en la industria aeronáutica, ya que estos tienen las propiedades más óptimas que se requieren en el diseño de este vehículo aéreo.

. Duraluminio:

Es un conjunto de aleaciones de cobre (2.5-4.5%), magnesio (0.3-1%), manganeso (0.5-0.8%) y el resto aluminio que ofrecen gran resistencia mecánica siendo una aleación ligera tan dura como el acero que al ser dúctil permite la deformación plástica.

. Fibra de carbono:

Material polimérico constituido principalmente por hilos de carbono en forma de filamentos largos y delgados que ofrece propiedades mecánicas semejantes al acero siendo además de baja densidad.

Entre sus propiedades tenemos que es resistente a la corrosión, resistente a la conductividad eléctrica, de bajo peso, de alta aislación térmica, resistente a la fatiga, etc.

3.4.1. El soporte principal

Estará constituido principalmente por duraluminio en forma de tubos circulares y soportará principalmente las baterías, los componentes eléctricos, electrónicos y el chaleco que sustentará a la persona.

Se utilizará el duraluminio por sus propiedades descritas anteriormente, además de su fácil adquisición en Perú, ya que varias empresas metalúrgicas lo producen.

La cubierta del soporte principal será de fibra de carbono, ya que esta composición si es asequible en Perú.

3.4.2. Hélices

La parte que albergará el motor y el sistema de luces será de fibra de carbono, mientras que la parte que sostendrá la hélice desde el cuerpo principal será de duraluminio en forma circular por donde pasarán los cables que accionen el motor y las luces.

Las palas son la parte más crítica y difícil de adquirir, debido a su alta complejidad en estructura, modelo y elaboración, además de que son de un perfil NACA que no es un estándar en la industria, por lo cual se tendrán que mandar a producir en el extranjero; el fabricante GAUI fabrica las palas HALO BLADES para su helicóptero, las cuales brindan un alto rendimiento de sustentación y están hechas de fibra de carbono, lo que estaría dentro de los requerimientos de peso del vehículo aéreo.

Figura 20. HALO BLADES.



Fuente: <http://www.espritmodel.com/halo-carbon-fiber-main-blades.aspx>

Figura 21. Dimensiones de las palas.

Heli Blades	Type	Length	Chord	Root	Bolt	Weight	Application
Halo 700mm	CF	700mm	62mm	8.6mm	N/A	195g	T-Rex 700, Goblin 700
Halo 610mm	CF	610mm	N/A	N/A	N/A	N/A	T-Rex 600, Goblin 630
Halo 360mm	CF	360mm	N/A	N/A	N/A	N/A	T-Rex 450L Dominator

Fuente: <http://www.espritmodel.com/halo-carbon-fiber-main-blades.aspx>

3.5. Sistema de rescate

El vehículo abrirá una compuerta inferior, de la cual saldrá una cuerda con un chaleco para que la persona a rescatar pueda estar sujeta y a salvo. El chaleco que se usará será el Air-Lift Rescue Vest (ARV) que es usado en los rescates de helicópteros ya que es totalmente seguro, soporta un peso de hasta 180 kg y permite una postura vertical de la persona a rescatar.

Figura 22. Equipo de rescate Air-Lift Rescue Vest (ARV).



Fuente: <https://www.lifesupportintl.com/products/images/products/res-1004-00.jpg>

Figura 23. Forma cómo actuará el vehículo en el proceso de rescate a una persona.

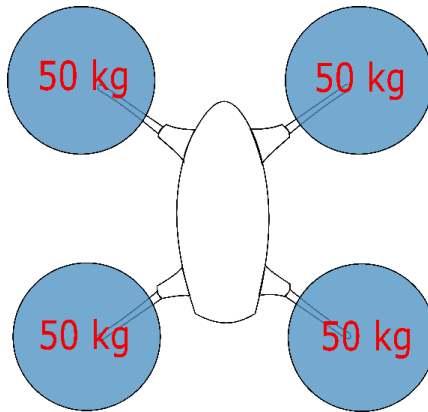


Fuente: Elaboración propia.

3.6. Cálculo de thrust y potencia requeridos

Al saber que el vehículo levantará 200 Kg-masa, tenemos que cada hélice soportará 50 Kg-masa

Figura 24. Peso que requerirá elevar cada hélice.



Fuente: Elaboración propia.

Y la hélice al tener 4 palas, cada pala soportará como máximo:

$$12.5 \text{ Kg-masa} = 122.5 \text{ Kg-fuerza} = 1201.3146 \text{ N}$$

Sabemos que el motor tiene una velocidad máxima de giro de 2500 RPM, lo que equivale a:

$$\Omega = 261.7994 \text{ S}^{-1}$$

Tenemos la densidad del aire:

$$\rho = 1.23 \text{ Kg/m}^3$$

Por lo que usaremos la fórmula de thrust para hallar su Cl

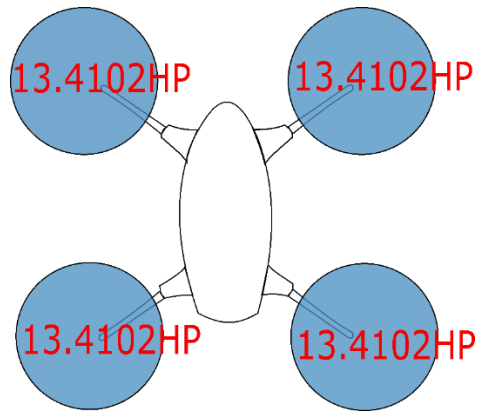
$$T = \frac{1}{6} \rho \Omega^2 c Cl (R^3 - R_o^3)$$

$$1201.3146 \text{ N} = \frac{1}{6} (1.23 \text{ Kg/m}^3) (261.7994 \text{ S}^{-1})^2 (0.062 \text{ m}) Cl ((0.7\text{m})^3 - 0\text{m}^3)$$

$$4.0205 = Cl$$

Al saber que cada motor ofrece una potencia máxima de 10 kilowatts lo que equivale a 13.4102 HP, tenemos:

Figura 25. Potencia que requerirá cada hélice.



Fuente: Elaboración propia.

Lo que supone que la hélice al estar comprendida de 4 palas, cada pala tendrá que ejercer una potencia máxima de:

$$3.35255 \text{ HP} = 2499.9961 \text{ N m/s}$$

Usaremos la fórmula de potencia para calcular su Cd

$$P = \frac{1}{8} \rho \Omega^3 c Cd (R^4 - Ro^4)$$

$$2499.9961 \text{ N m/s} = \frac{1}{8} \left(\frac{1.23 \text{ kg}}{\text{m}^3} \right) (261.7994 \text{ s}^{-1})^3 (0.062 \text{ m}) Cd ((0.7 \text{ m})^4 - (0 \text{ m})^4)$$

$$0.0609 = Cd$$

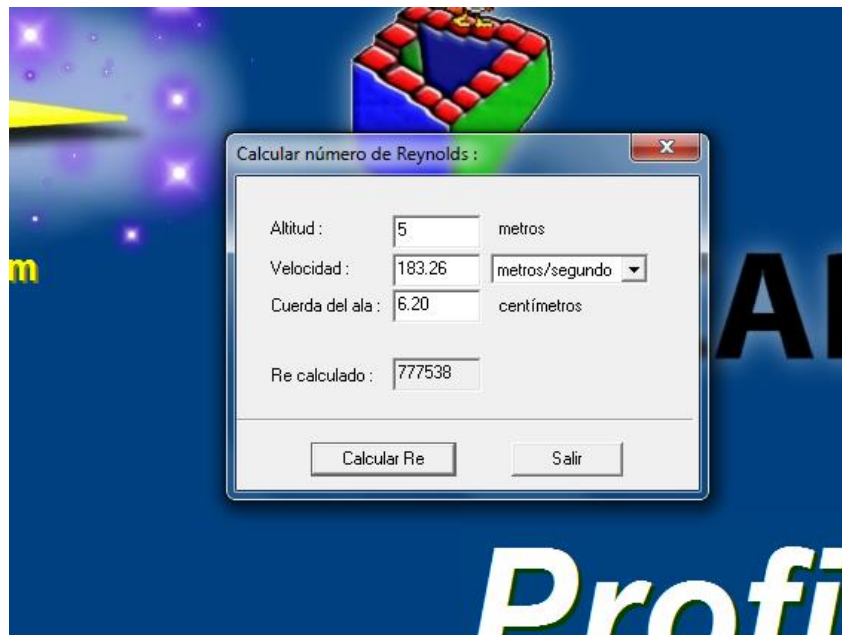
Por lo tanto tenemos que encontrar un perfil NACA que cumpla lo siguiente:

- Que su Cl sea igual o mayor que 4.0205; ya que, al ser menor no podrá sustentar el peso necesario.

- Que su C_d sea igual o menor que 0.0609; ya que, al ser mayor requerirá que el motor ejerza mayor potencia de la que dispone.

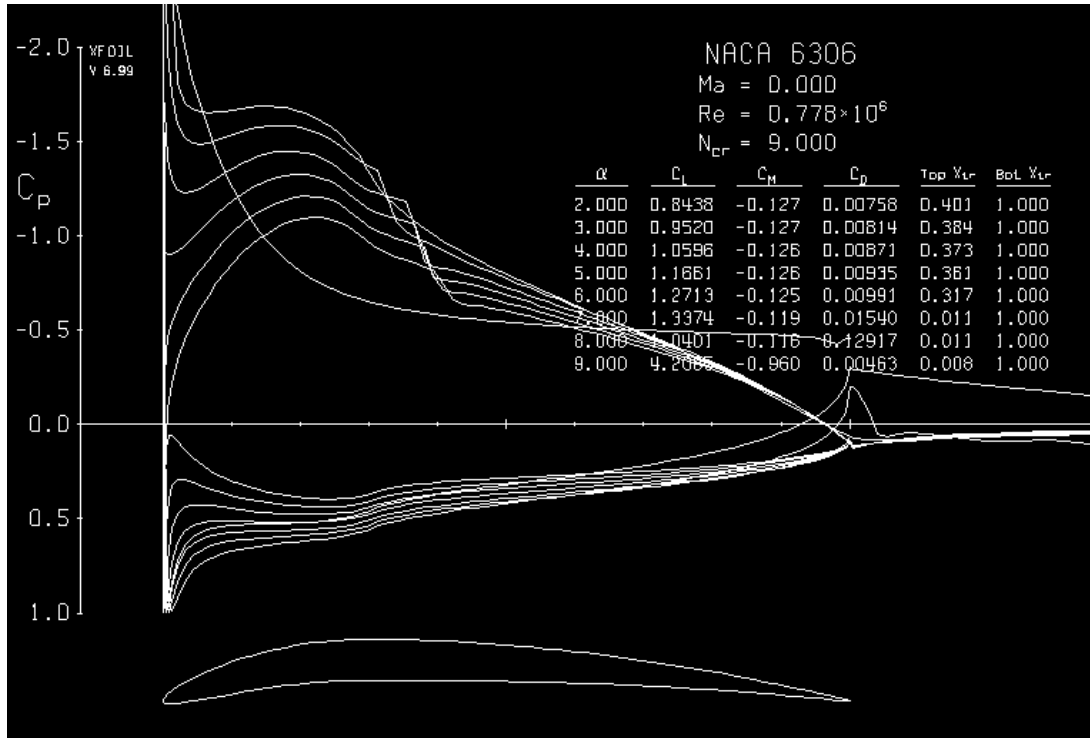
Se procederán a analizar los distintos tipos de perfiles NACA de 4 dígitos con el software XFOIL, el cual requiere conocer el número Reynolds, el cual se calculó con el software Profili 2.

Figura 26. Cálculo de número Reynolds.



Fuente: Software Profili2.

Figura 27. Datos coeficiente lift y drag NACA 6306.



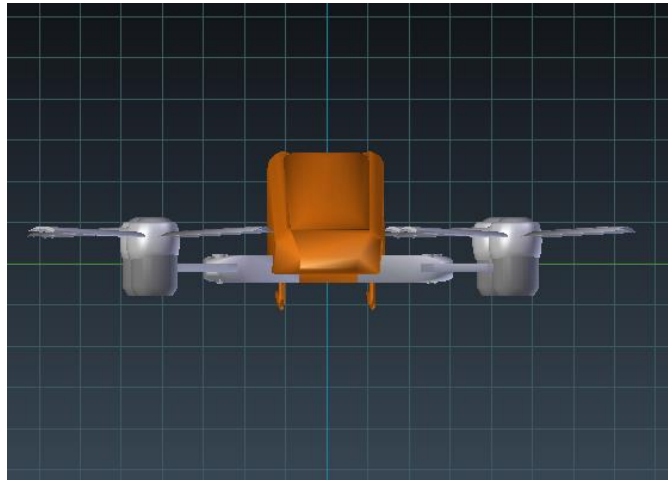
Fuente: Software Xfoil.

Por lo tanto, se concluye que el perfil que se requiere para el vehículo será el NACA 6306 a un ángulo de ataque de 9° .

3.7. Diseño conceptual

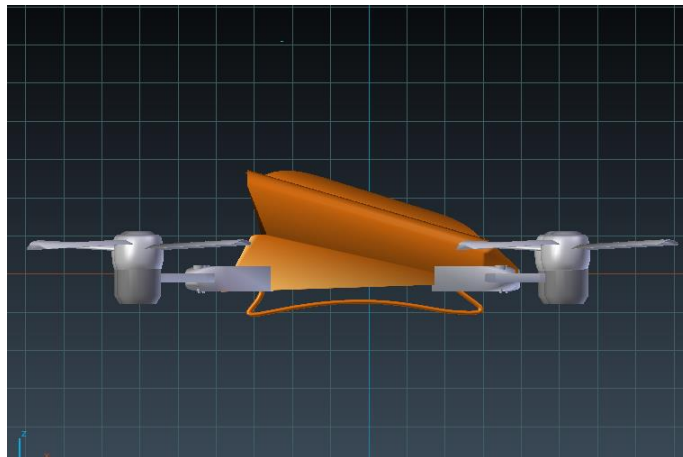
Teniendo los cálculos listos, se procedió con un diseño preliminar con el software Blender con las medidas establecidas.

Figura 28. Vista frontal del vehículo.



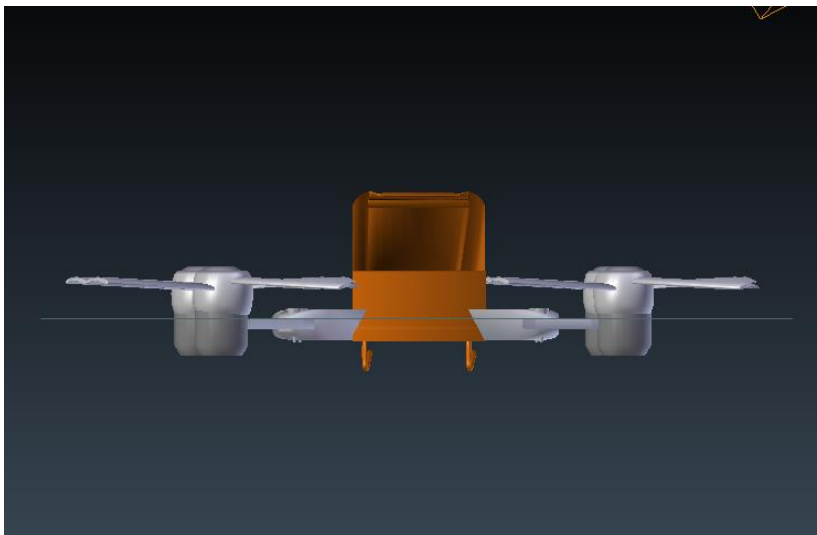
Elaboración propia.

Figura 29. Vista lateral del vehículo.



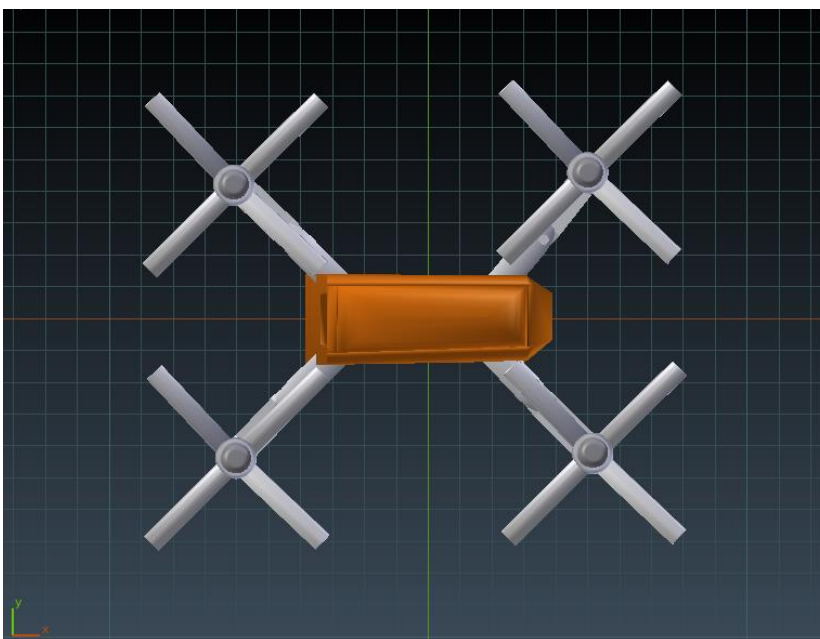
Elaboración propia.

Figura 30. Vista posterior del vehículo.



Fuente: Elaboración propia.

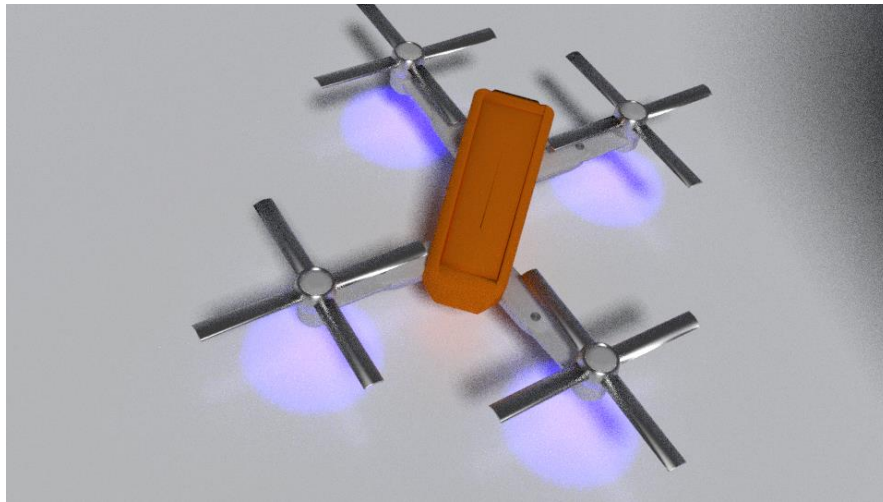
Figura 31. Vista superior del vehículo.



Fuente: Elaboración propia.

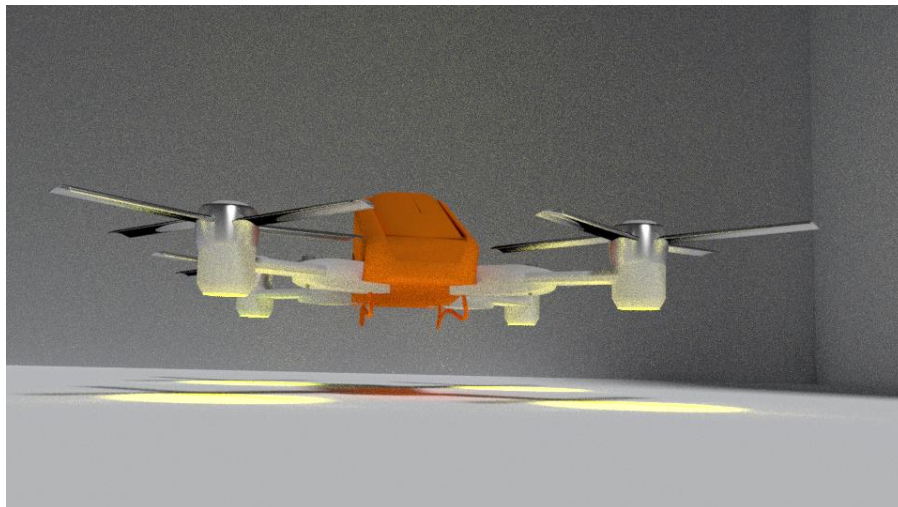
A continuación, se procede a mostrar el vehículo ya renderizado en diversas vistas de perspectiva

Figura 32. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.



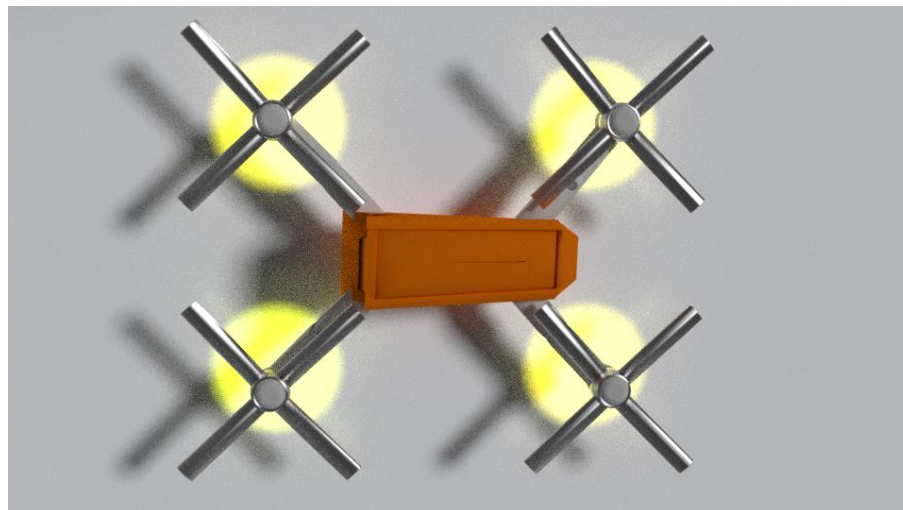
Fuente: Elaboración propia.

Figura 33. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.



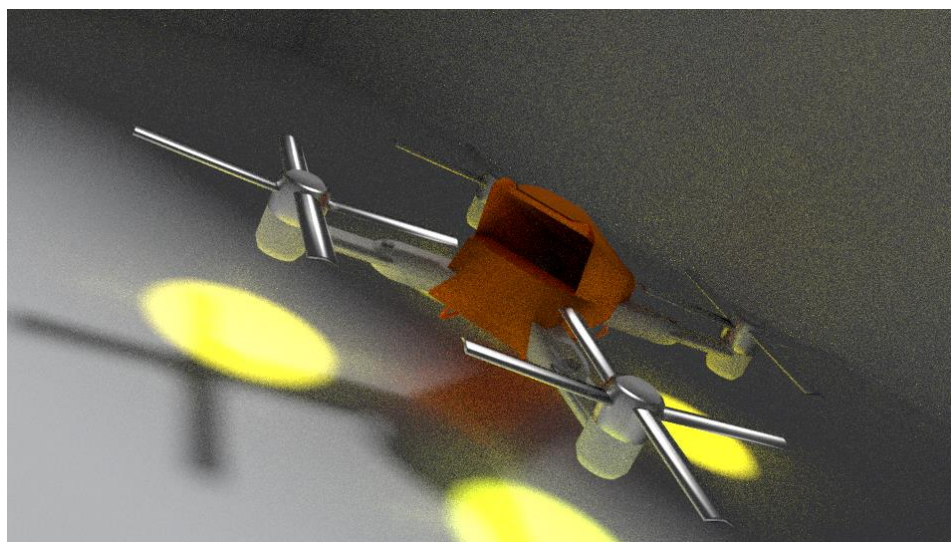
Fuente: Elaboración propia.

Figura 34. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.



Fuente: Elaboración propia.

Figura 35. Vista perspectiva del vehículo finalizado y renderizado.



Fuente: Elaboración propia.

3.8. Costos de producción

Tabla 1

CANTIDAD	ELEMENTO	COSTO UNIDAD	PESO UNIDAD	COSTO TOTAL	PESO TOTAL
4	Scorpion evo 5035	\$ 350	0.742 Kg	\$ 1400	2.968 Kg
4	YGE 160 HV-K	\$ 369	0.156 Kg	\$ 1476	0.624 Kg
1	FlySky FS- I6X	\$ 62	0.392 Kg	\$ 62	0.392 Kg
1	NAZA-H	\$ 269	0.2 Kg	\$ 269	0.2 Kg
4	X servos 950 y 980 BLHV	\$ 140	0.0702 Kg	\$ 560	0.2808 Kg
16	HALO BLADES	\$ 90	0.192 Kg	\$ 1440	3.072 Kg
1	Air-Lift Rescue Vest	\$ 895	2.72 Kg	\$ 895	2.72 Kg
1	Cubierta de fibra de carbono	\$ 1000	10 Kg	\$ 1000	10 Kg
1	Estructura de duraluminio	\$ 2000	40 Kg	\$ 2000	40 Kg
40	SLS MAGNUM 4000	\$ 121.44	0.643 Kg	\$ 4857.6	25.72 Kg
				\$ 13959.6	85.9768 Kg

Costos de elementos del vehículo aéreo. Elaboración propia

Costos de acuerdo a las siguientes páginas web:

Scorpion evo 5035:

https://www.scorpionsystem.com/catalog/helicopter/motors_4/hkiii-50/HKIII_5035_500/

YGE 160 HV-K: <https://www.ercmarket.com/yge-160-hv-k-4-14s-yge160hvk.html>

FlySky FS- I6X: https://es.gearbest.com/rc-quadcopter-parts/pp_1317266.html

NAZA H: https://www.bhphotovideo.com/c/product/1185266-REG/dji_cp_nz_000001_naza_h_flight_control_system.html

X servos 950 y 980 BLHV: <https://www.motionrc.com/products/mks-hbl980-high-voltage-tail-servo#description-tab>

HALO BLADES: <http://www.espritmodel.com/halo-carbon-fiber-main-blades.aspx>

AIR LIFT RESCUE VEST: <https://ropes.courses/index.php/harnesses/air-lift-rescue-vest.html>

SLS MAGNUM 4000: <https://www.stefansliposhop.de/Akkus/SLS-APL-MAGNUM-V2/SLS-APM-45C-V2/SLS-APL-MAGNUM-4000mAh-6S1P-22-2V-45C-90C::1338.html>

Capítulo IV: Metodología de la investigación

4.1. Diseño metodológico

Método descriptivo no experimental

4.2. Técnicas de recolección de datos

Se utilizaron páginas web, libros electrónicos, así como otras tesis que sirvieron de base para la elaboración del presente proyecto.

4.3. Aspectos éticos

Se realizó la investigación llegando a propias conclusiones, respetando la autoría de las referencias correspondientes de cada texto utilizado en la presente investigación.

Capítulo V: Resultados

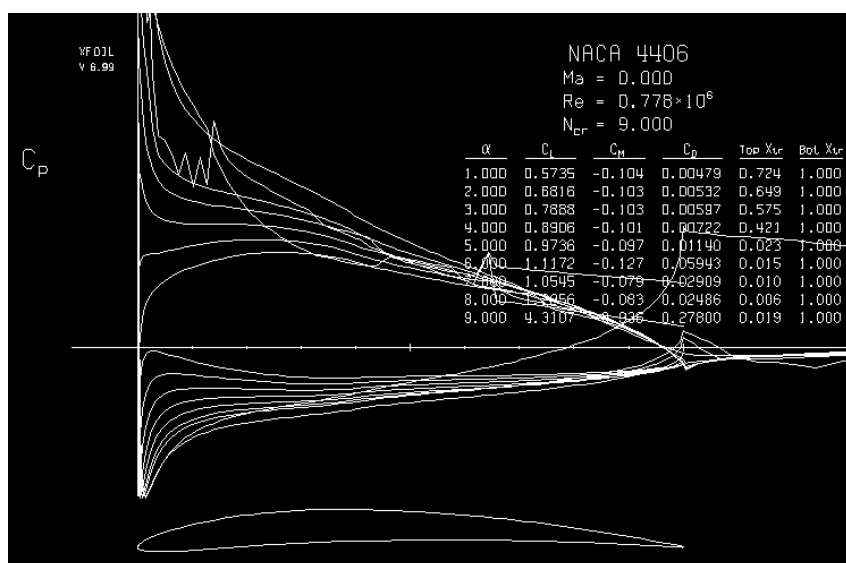
De acuerdo a las fórmulas descritas, y utilizando la teoría de elemento de pala se llegó a la conclusión de que el vehículo puede operar de manera óptima de acuerdo a lo descrito en el proyecto.

A continuación, se presentan los resultados de los perfiles NACA que ofrecen el mayor C_l con el menor C_d . En los anexos se encuentran los resultados de todos los perfiles NACA de 4 dígitos.

Figura 36. Resultados de NACA 4406.

Tabla 2

NACA 4406	
0.6816	0.00532
0.7888	0.00597
0.8906	0.00722
0.9736	0.0114
1.1172	0.05943
1.0545	0.02909
1.2856	0.02486
4.3107	0.278

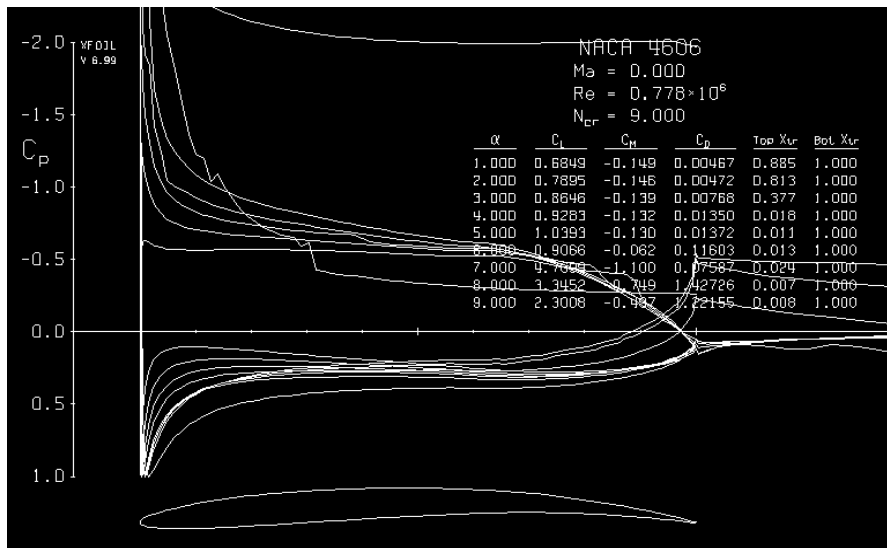


Fuente: Software Xfoil.

Figura 37. Resultados de NACA 4606.

Tabla 3

NACA 4606	
0.7895	0.00472
0.8646	0.00768
0.9283	0.0135
1.0393	0.01372
0.9066	0.11603
4.7099	0.07587
3.3452	1.42726
2.3008	1.22155

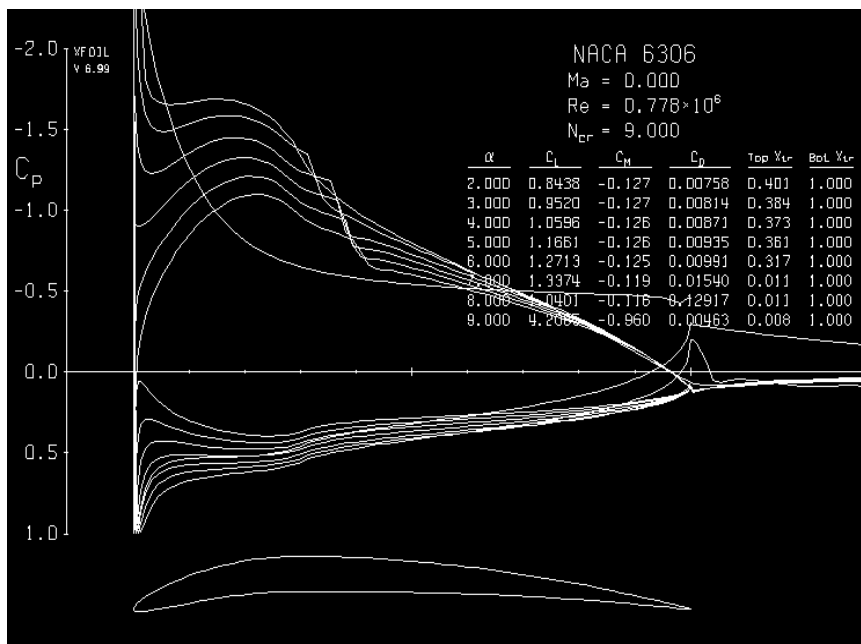


Fuente: Software Xfoil.

Figura 38. Resultados de NACA 6306.

Tabla 4

NACA 6306	
0.8438	0.00758
0.952	0.00814
1.0596	0.00871
1.1661	0.00935
1.2713	0.00991
1.3374	0.0154
1.0401	0.12917
4.2085	0.00463

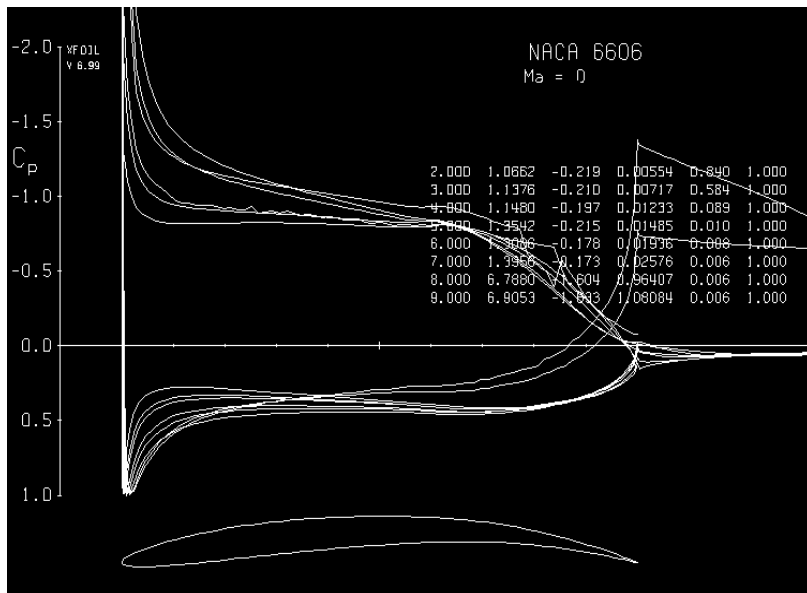


Fuente: Software Xfoil.

Figura 39. Resultados de NACA 6606.

Tabla 5

NACA 6606	
1.0662	0.00554
1.1376	0.00717
1.148	0.01233
1.3542	0.01485
1.3006	0.01936
1.3956	0.02576
6.788	0.96407
6.9053	1.08084

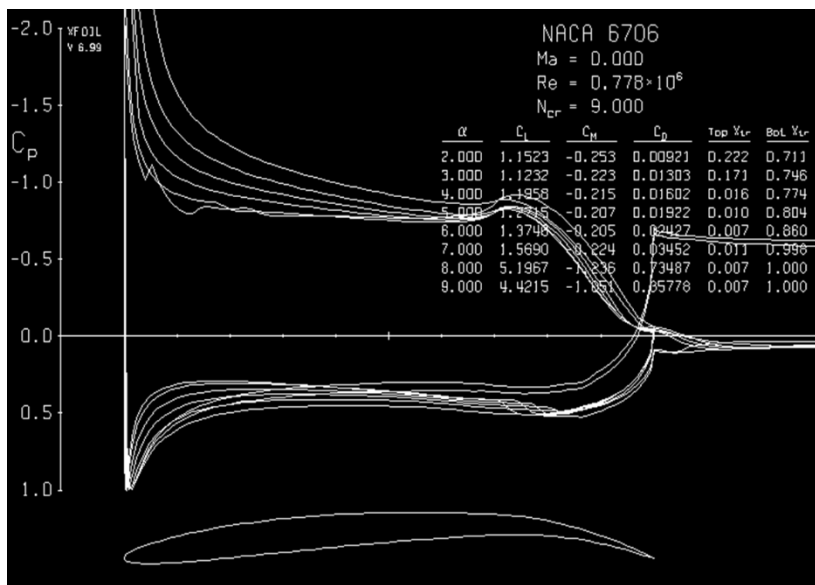


Fuente: Software Xfoil.

Figura 40. Resultados de NACA 6706.

Tabla 6

NACA 6706	
1.1523	0.00921
1.1232	0.01303
1.1958	0.01602
1.2715	0.01922
1.3748	0.02427
1.569	0.03452
5.1967	0.73487
4.4215	0.35778



Fuente: Software Xfoil.

- Se obtiene que el perfil NACA 4406 ofrece su mayor rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 9° el cual es Cl: 4.3107 y Cd: 0.278
- Se obtiene que el perfil NACA 4606 ofrece su mayor rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 7° el cual es Cl: 4.7099 y Cd: 0.07587
- Se obtiene que el perfil NACA 6306 ofrece su mayor rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 9° el cual es Cl: 4.2085 y Cd: 0.00463
- Se obtiene que el perfil NACA 6606 ofrece su mayor rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 8° el cual es Cl: 6.788 y Cd: 0.96407
- Se obtiene que el perfil NACA 6706 ofrece su mayor rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 8° el cual es Cl: 5.1967 y Cd: 0.73487
- Se obtiene que el perfil NACA 6706 ofrece también un buen rendimiento Cl vs Cd a un ángulo de ataque de 9° el cual es Cl: 4.4215 y Cd: 0.35778

Capítulo VI: Discusión

Comparando los resultados, se obtiene que el perfil NACA que ofrece mayor C_l es el 6606, sin embargo, no se podrá emplear este perfil para el diseño del vehículo, ya que su C_d no se ajusta a los parámetros establecidos en los cálculos, ya que este es 0.96407 y los cálculos requieren que sea menor que 0.0609, por lo que se descarta este perfil.

También se observa que los perfiles que ofrecen mayor C_d son el NACA 4406, y el 6706, para el 4406 obtenemos que a un ángulo de ataque de 9° su C_d es 0.278 y para el 6706 a un ángulo de ataque de 8° su C_d es 0.73487 y a un ángulo de 9° su C_d es 0.35778, los cuales todos son mayores que 0.0609, por lo que también se descartan estos perfiles.

Así mismo, se observa que el perfil NACA 4606 ofrece unos datos muy aproximados a los requerimientos del diseño, pero también su C_d que es 0.07587 excede al límite que es 0.0609.

Por lo tanto, se concluye que el perfil más óptimo para los cálculos y diseño del proyecto es el NACA 6306, ya que su C_l es 4.2085, que resulta mayor a 4.0205, y su C_d es 0.00463, que resulta menor que 0.0609.

CONCLUSIONES

- La propuesta de diseño de un vehículo aéreo no tripulado influye favorablemente en el rescate de personas en situaciones de desastres naturales, ya que facilita la labor de los rescatistas, los cuales realizarán labores más eficientes y permitirá a los rescatados estar y sentirse más seguros en el rescate.
- La implementación de un vehículo aéreo no tripulado influye favorablemente en la reducción de los riesgos en el proceso de rescate ya que este nuevo método de rescate permitirá reducir el riesgo que conlleva en la actualidad, debido a que este sistema al no requerir un rescatista que tenga que llevar al rescatado, el riesgo se ve reducido a la mitad, además de que siempre será de enorme ayuda tener un nuevo sistema que no reemplace, sino que sirva como un apoyo a las labores que se vienen realizando en cuanto al rescate de personas
- La adopción de un nuevo método de rescate influye favorablemente sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate ya que, al no necesariamente hacer uso de un solo vehículo aéreo, sino de varios, se pretende que muchos grupos de rescate se beneficien de este sistema, ya que, en el Perú, cuando ocurre un desastre natural, afecta muchas provincias, lo que conlleva a que sean muchos los afectados. Por lo

tanto, este nuevo método de rescate sí influirá al número de vidas que se puedan salvar, ya que podrá ser adaptado a todas las regiones a nivel nacional.

RECOMENDACIONES

- Es recomendable que el proyecto siga creciendo, conforme a los avances de la tecnología, implementándole nuevos sistemas de luces y GPS para que sea aún más eficiente, así como sería conveniente seguir desarrollando nuevos sistemas que favorezcan las funciones de rescate en el Perú.
- En las situaciones de rescate, siempre es recomendable que el rescatista apoye a la persona a estar a salvo y en calma, en este caso, ayudar al rescatado colocarse el chaleco y dándole las instrucciones sobre sostenerse y permanecer en el vehículo.
- Sería recomendable que este sistema de apoyo sea utilizado por todas las unidades de rescate en el Perú, como la fuerzas armadas, policías y bomberos, quienes no dudan en dar su apoyo cuando sucede una situación de desastre natural en el Perú.

REFERENCIAS

Bibliografía

1. Benito, J. (2015). Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS. (*Tesis de pregrado*). UNIVERSIDAD AUTONOMA DE MADRID, Madrid, España.
2. Luukkonen, T. (2011). Modelling and control of quadcopter. (*Tesis de pregrado*). Aalto University, Helsinki, Finlandia.
3. Paiva, E. (2016). MODELADO Y CONTROL DE UN CUADRICÓPTERO. (*Tesis de pregrado*). UNIVERSIDAD DE PIURA, Piura.
4. Utili, L. (2005). ESTUDIO Y DISEÑO PRELIMINAR DE UN VEHÍCULO AERONÁUTICO DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL. (*Tesis de pregrado*). PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ, Lima.

Webgrafía

5. <http://www.droneomega.com/quadcopter-propeller/>
6. <https://www.slideshare.net/AnurakAtthasit/aircraft-propulsion-performance-of-propellers>
7. https://www.researchgate.net/figure/Coordinate-frames-and-free-body-diagram-of-tilting-quadcopter_fig2_269293784
8. <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>

9. <https://sites.google.com/site/aerodynamics4students/table-of-contents/aircraft-performance-1/blade-element-analysis-for-rotors>
10. <https://www.heliciel.com/en/helice/calcul-helice-aile/Theorie%20element%20de%20pale%20relative%20aux%20helices%20de%20traction%20ou%20%20propulsion.htm>
11. <http://www.alasewm.com.ar/helicewm.htm>
12. <https://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html>
13. <https://www.flitetest.com/articles/propeller-static-dynamic-thrust-calculation>
14. <https://www.slideshare.net/VictorBernalSandoval/tesis-uav>
15. <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1223577-Differences-between-helicopter-blades-and-aircraft-propellers>
16. <https://www.doccity.com/en/search/?q=Blade%20Element%20Theory%20-%20Introduction%20to%20Aerospace%20Propulsion%20-%20Lecture%20Slides>
17. <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1067&context=graduate-reports>
18. <https://www.slideserve.com/dinh/helicopter-aerodynamics>
19. <https://www.heliciel.com/en/helice/calcul-helice-aile/Theorie%20element%20de%20pale%20relative%20aux%20helices%20de%20traction%20ou%20%20propulsion.htm>

20. http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/propeller/prop1.html
21. <https://es.scribd.com/document/347657168/Teoria-Del-Elemento-de-Pala>
22. <https://www.mouser.pe/applications/quadcopter-capabilities-flight/>
23. https://books.google.com.pe/books?id=nj1RWMY10vMC&printsec=frontcover&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
24. <http://www.redalyc.org/pdf/816/81680111.pdf>
25. <http://arfingenieria.com/ingenieria/calculo-diseno-simulacion-avioneta-catia.html>
26. <http://www.despegamos.es/2014/12/23/perfiles-naca/>
27. <http://helicopterforum.verticalreference.com/topic/8692-reynolds-number/>
28. <http://www.gtd.eu/es/blog/por-que-vuelan-los-aviones-ii>
29. <https://gatovolante.wordpress.com/2015/01/10/seleccion-del-perfil-alar-el-no-reynolds/>
30. <https://www.quora.com/Why-are-airplane-propellers-twisted-while-helicopter-rotor-blades-are-not>
31. http://www.ivt.ntnu.no/ept/fag/tep4160/innhold/ovinger_files/Tania%C3%B8ving-Xfoil/ExXfoil.pdf
32. <http://oa.upm.es/13758/1/C14.pdf>
33. https://es.gearbest.com/rc-quadcopter-parts/pp_1317266.html
34. <https://www.dronesbaratoscaseros.com/control-remoto-para-drones/758/>
35. <http://www.beastx.com/eng/xservo.php>

ANEXOS

A. MATRIZ DE CONSISTENCIA

Problemas	Objetivos	Conclusiones	Recomendaciones
Problema principal	Objetivo general		
¿De qué manera la propuesta de diseño de un vehículo aéreo no tripulado favorecerá el rescate de personas en situaciones de desastres naturales?	Diseñar un vehículo aéreo que favorecerá el rescate de personas en situaciones de desastres naturales	La propuesta de diseño de un vehículo aéreo no tripulado influye favorablemente en el rescate de personas en situaciones de desastres naturales.	Es recomendable que el proyecto siga creciendo, conforme a los avances de la tecnología, implementándole nuevos sistemas de luces y GPS para que sea aún más eficiente.
Problemas secundarios	Objetivos específicos		
¿En qué medida la implementación de un vehículo aéreo no tripulado permitirá reducir los riesgos en el proceso de rescate?	Establecer en qué medida la implementación de un vehículo aéreo no tripulado permitirá reducir los riesgos en el proceso de rescate.	La implementación de un vehículo aéreo no tripulado influye favorablemente en la reducción de los riesgos en el proceso de rescate.	Es recomendable que un rescatista apoye a la persona a estar a salvo y en calma, colocarse el chaleco y darle las instrucciones necesarias.
¿En qué medida la adopción de un nuevo método de rescate influirá sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate?	Establecer en qué medida la adopción de un nuevo método de rescate influirá sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate.	La adopción de un nuevo método de rescate influye favorablemente sobre el número de vidas que se podrían salvar sin ponerlas en riesgo durante el proceso de rescate.	Sería recomendable que este sistema de apoyo sea implementado por todas las unidades de rescate en el Perú.

B. TABLAS

Ángulo	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
	NACA 0006		NACA 0009		NACA 0012		NACA 0015	
2	0.2412	0.0054	0.2206	0.00564	0.2115	0.0061	0.2156	0.00687
3	0.3403	0.00754	0.3617	0.00687	0.3177	0.00679	0.3226	0.00725
4	0.3566	0.03785	0.4853	0.00832	0.4387	0.00781	0.428	0.00788
5	0.6727	0.01409	0.5797	0.00956	0.5785	0.0091	0.5316	0.00873
6	0.6412	0.0186	0.6742	0.01102	0.718	0.01047	0.6537	0.00987
7	3.8247	0.22959	0.7693	0.01268	0.8183	0.01167	0.7918	0.01121
8	3.7729	0.27502	0.8627	0.01506	0.9016	0.01293	0.9277	0.01266
9	3.4538	0.38606	0.9569	0.01736	0.8836	0.0146	1.0363	0.01405
	NACA 0018		NACA 0021		NACA 0025		NACA 2206	
2	0.2154	0.00772	0.2121	0.00857	0.1991	0.00969	0.425	0.00581
3	0.3227	0.00797	0.3173	0.00875	0.2989	0.00983	0.5316	0.00675
4	0.4289	0.00836	0.4217	0.00906	0.3944	0.01012	0.6394	0.0075
5	0.5334	0.00894	0.5244	0.00949	0.4878	0.01043	0.7466	0.00834
6	0.6346	0.00975	0.6244	0.01008	0.5719	0.01095	0.8436	0.01158
7	0.7352	0.01079	0.7199	0.01085	0.663	0.01163	0.8698	0.08358
8	0.8526	0.01207	0.806	0.01181	0.747	0.01265	1.7298	0.07481
9	0.8911	0.01361	0.898	0.01314	0.8279	0.01384	1.0988	0.02845
	NACA 2209		NACA 2212		NACA 2215		NACA 2218	
2	0.4507	0.00648	0.4243	0.00711	0.4067	0.00756	0.4051	0.00829
3	0.5512	0.00725	0.5717	0.00793	0.5127	0.00827	0.5089	0.00878
4	0.655	0.00786	0.6952	0.00852	0.6395	0.00908	0.6106	0.00941
5	0.7606	0.00849	0.7896	0.00906	0.7869	0.00984	0.714	0.01013
6	0.867	0.00915	0.8859	0.00967	0.9327	0.01057	0.8486	0.01107
7	0.9711	0.01013	0.9839	0.01039	1.0126	0.0112	0.9901	0.01211
8	1.0616	0.01296	1.086	0.01103	1.097	0.01179	1.1304	0.0129
9	1.155	0.01523	1.1898	0.01215	1.11	0.01251	1.1289	0.01353
	NACA 2221		NACA 2306		NACA 2309		NACA 2312	
2	0.3942	0.00911	0.4401	0.00514	0.4609	0.00592	0.4429	0.00667
3	0.4955	0.00953	0.5451	0.00621	0.5633	0.00655	0.6082	0.00731
4	0.5936	0.01008	0.6507	0.00735	0.6678	0.00723	0.7037	0.00777
5	0.6891	0.01069	1.9173	0.00361	0.7734	0.00798	0.7997	0.00834
6	0.7757	0.01143	0.8481	0.01292	0.8709	0.00989	0.8976	0.00898
7	0.883	0.01236	2.0542	0.57011	0.9664	0.01211	0.9931	0.01013
8	1.0207	0.01373	0.7599	5.86975	1.0629	0.01403	1.083	0.01201
9	1.1523	0.01496			1.4312	0.01207	1.1701	0.01409

	NACA 2315		NACA 2318		NACA 2321		NACA 2406	
2	0.4228	0.00725	0.4212	0.00807	0.4091	0.00897	0.4574	0.00482
3	0.5318	0.00779	0.5254	0.00837	0.5129	0.00918	0.5606	0.00603
4	0.6688	0.00845	0.6282	0.00885	0.6145	0.00949	0.6562	0.00906
5	0.8157	0.00904	0.7408	0.00946	0.7137	0.00996	0.5707	0.08233
6	0.9427	0.0096	0.8811	0.0102	0.807	0.0106	0.8544	0.01519
7	1.026	0.01021	1.0242	0.01105	0.9232	0.01142	0.9457	0.02048
8	1.1077	0.01112	1.145	0.01176	1.0623	0.0125	2.3697	1.46868
9	1.1682	0.01249	1.1352	0.01252	1.1845	0.01354	1.1102	0.88092
	NACA 2409		NACA 2412		NACA 2415		NACA 2418	
2	0.474	0.0055	0.4597	0.00625	0.4457	0.00688	0.4441	0.00778
3	0.5772	0.00618	0.6152	0.00683	0.5528	0.00729	0.5488	0.00799
4	0.6815	0.00701	0.7115	0.00735	0.6888	0.00793	0.6527	0.00834
5	0.78	0.00873	0.8069	0.00812	0.8456	0.00867	0.763	0.00897
6	0.8754	0.01096	0.9001	0.0094	0.9394	0.00944	0.9084	0.00991
7	0.9735	0.01278	0.9913	0.01114	1.0184	0.01045	1.0511	0.01093
8	0.724	0.05352	1.0816	0.01299	1.0976	0.01179	1.1187	0.01185
9	1.1508	0.01738	1.1708	0.01486	1.17	0.01346	1.1016	0.01291
	NACA 2421		NACA 2506		NACA 2509		NACA 2512	
2	0.433	0.00867	0.4786	0.00467	0.4921	0.00516	0.4806	0.00584
3	0.5361	0.00888	0.5759	0.00663	0.5943	0.00603	0.6223	0.00654
4	0.6389	0.00908	0.6715	0.00977	0.6942	0.00745	0.7163	0.00735
5	0.7369	0.00948	0.8267	0.01185	0.7895	0.00963	0.8109	0.0085
6	0.8263	0.01015	0.8638	0.01741	0.8884	0.01139	0.9047	0.01004
7	0.9477	0.01126	2.0647	0.97278	0.9868	0.01313	0.997	0.01179
8	1.103	0.01366	1.1111	10.12544	1.0256	0.02539	1.0893	0.01346
9	1.1439	0.01347	1.1032	15.09357	1.196	0.01798	1.178	0.01525
	NACA 2515		NACA 2518		NACA 2521		NACA 2606	
2	0.4758	0.00677	0.4723	0.00778	0.4586	0.00869	0.5071	0.00456
3	0.5761	0.00704	0.5749	0.00796	0.5599	0.00889	0.5952	0.00773
4	0.7035	0.0078	0.6744	0.00826	0.6576	0.00917	1.6135	0.00552
5	0.8487	0.00876	0.7744	0.00897	0.7486	0.00959	2.7544	0.0054
6	0.928	0.00969	0.9126	0.01004	0.8318	0.01024	1.0005	0.05469
7	1.0098	0.01091	1.0334	0.01115	0.9473	0.01143	0.9592	0.03497
8	1.0935	0.0124	1.0827	0.01207	1.0629	0.01276		
9	1.1732	0.01407	1.148	0.01348	1.1143	0.01392		
	NACA 2609		NACA 2612		NACA 2615		NACA 2618	
2	0.5173	0.00492	0.5096	0.00593	0.5073	0.00709	0.496	0.008
3	0.6141	0.00631	0.6281	0.0066	0.6094	0.00749	0.5992	0.00837
4	0.7113	0.00812	0.7248	0.00765	0.7038	0.00791	0.6997	0.00881
5	0.8078	0.01019	0.8218	0.00897	0.8353	0.00892	0.7931	0.00929
6	0.9075	0.01189	0.917	0.01058	0.9232	0.01002	0.9028	0.01015
7	1.0067	0.0135	1.0115	0.01222	1.013	0.01133	0.9978	0.0112
8	1.067	0.01978	1.1947	1.01385	1.0993	0.01285	1.0725	0.01241
9	1.1847	0.01864	1.1936	0.01563	1.178	0.01448	1.1489	0.01399

	NACA 2621		NACA 2706		NACA 2709		NACA 2712	
2	0.4746	0.00881	0.5367	0.00537	0.549	0.00558	0.548	0.00656
3	0.5742	0.00917	0.6257	0.00871	0.6412	0.00685	0.6472	0.00739
4	0.6699	0.00961	0.7289	0.01055	0.7384	0.00882	0.7412	0.00818
5	0.7593	0.01012	1.2662	1.17092	0.8378	0.01067	0.8435	0.00946
6	0.8495	0.01075	0.7336	0.04319	0.9391	0.01222	0.9408	0.01108
7	0.9328	1.0116	1.0181	0.07924	1.037	0.01405	1.0375	0.01264
8	1.0335	0.0129	2.1035	1.91344	1.6021	0.0126	1.1314	0.01429
9	1.1	0.01438			1.3413	0.01772	1.2216	0.01599
	NACA 2715		NACA 2718		NACA 2721		NACA 4206	
2	0.5382	0.00737	0.5202	0.00814	0.4893	0.00894	0.6125	0.00754
3	0.6402	0.00802	0.6221	0.00865	0.5843	0.00932	0.7217	0.00809
4	0.7416	0.00871	0.7222	0.00928	0.6791	0.00985	0.8298	0.00876
5	0.8394	0.00953	0.8197	0.00998	0.776	0.01056	0.9379	0.00936
6	0.9355	0.01034	0.9103	0.01073	0.8708	0.01138	1.0447	0.01001
7	1.0293	1.01172	0.9961	0.01158	0.9621	0.01235	1.1367	0.01312
8	1.1175	0.01323	1.0642	0.01276	1.0474	0.01344	1.2219	0.01728
9	1.1982	0.01488	1.166	0.01438	1.1242	0.01461	1.2977	0.02161
	NACA 4209		NACA 4212		NACA 4215		NACA 4218	
2	0.6219	0.00804	0.6391	0.00863	0.597	0.00914	0.5872	0.00977
3	0.7303	0.00858	0.7432	0.00914	0.7504	0.00991	0.6841	0.01029
4	0.8379	0.00923	0.8448	0.00981	0.8684	0.01051	0.8276	0.01137
5	0.9455	0.00986	0.9493	0.01042	0.9551	0.01112	0.977	0.01217
6	1.0506	0.01074	1.0512	0.01133	1.0446	0.01204	1.039	0.0128
7	1.1563	0.01146	1.1546	0.0121	1.1416	0.01276	1.0977	0.01376
8	1.3612	0.01205	1.2561	0.01294	1.2365	0.01363	1.1827	0.01469
9	1.3661	0.01253	1.3528	0.01429	1.3237	0.01499	1.2879	0.01586
	NACA 4221		NACA 4306		NACA 4309		NACA 4312	
2	0.5629	0.01056	0.6423	0.00629	0.6507	0.00691	0.6649	0.00753
3	0.6517	0.01097	0.7508	0.00693	0.7595	0.00747	0.7682	0.00808
4	0.7335	0.01177	0.8593	0.00752	0.8679	0.00806	0.8739	0.00864
5	0.8561	0.01281	0.9657	0.0083	0.976	0.00866	0.9806	0.0092
6	0.999	0.01405	1.0504	0.01257	1.0833	0.00921	1.0867	0.00979
7	1.0428	0.01517	1.1428	0.01546	1.1883	0.00996	1.1906	0.01046
8	1.12	0.01629	1.2092	0.02197	1.2653	0.0136	1.1243	0.01106
9	1.2809	0.01776	2.025	0.55312	1.346	0.01643	1.392	0.01201
	NACA 4315		NACA 4318		NACA 4321		NACA 4406	
2	0.6423	0.00822	0.6178	0.00887	0.5952	0.00977	0.6816	0.00532
3	0.7976	0.00882	0.7233	0.00934	0.688	0.0101	0.7888	0.00597
4	0.8868	0.00934	0.8808	0.01014	0.7799	0.01061	0.8906	0.00722
5	0.9832	0.00982	0.9991	0.01085	0.9192	0.01161	0.9736	0.0114
6	1.083	0.01042	1.0731	0.01122	1.0482	0.01244	1.1172	0.05943
7	1.182	0.01115	1.1508	0.01196	1.1031	0.01304	1.0545	0.02909
8	1.279	0.01192	1.2388	0.01266	1.1849	0.01398	1.2856	0.02486
9	1.3731	0.01257	1.326	0.01361	1.2785	0.01515	4.3107	0.278

	NACA 4409		NACA 4412		NACA 4415		NACA 4418	
2	0.6884	0.00603	0.6956	0.00671	0.6835	0.00741	0.6638	0.00833
3	0.7969	0.00658	0.8022	0.00723	0.8159	0.00788	0.7663	0.00855
4	0.9044	0.00721	0.9099	0.00774	0.913	0.00841	0.937	0.00923
5	1.0098	0.00797	1.0159	0.00834	1.0156	0.00889	1.0131	0.00965
6	1.1071	0.00948	1.1203	0.00901	1.1158	0.00953	1.0983	0.01018
7	1.1829	0.01311	1.2184	0.01005	1.2134	0.01027	1.1829	0.01086
8	1.2484	0.01542	1.3089	0.01198	1.365	0.01122	1.2876	0.01181
9	2.8043	0.00668	1.368	0.01489	1.3805	0.01266	1.3484	0.01309
	NACA 4421		NACA 4506		NACA 4509		NACA 4512	
2	0.6425	0.00928	0.7314	0.00482	0.7377	0.0054	0.6822	0.00583
3	0.7394	0.0094	0.83	0.00587	0.8445	0.00594	0.8479	0.00653
4	0.8269	0.00976	0.9072	0.01011	0.9448	0.00695	0.9513	0.00723
5	0.9597	0.01058	1.0017	0.01254	1.0362	0.00883	1.05	0.0082
6	1.0536	0.01119	1.6415	0.07165	1.1136	0.01209	1.1424	0.00957
7	1.1336	0.01196	1.1405	0.02379	1.1999	0.01434	1.2232	0.01164
8	1.2176	0.01302	1.4278	0.14255	0.831	0.08382	1.291	0.01416
9	1.3007	0.01432	1.2417	0.05654	2.8241	0.04156	1.3531	0.01663
	NACA 4515		NACA 4518		NACA 4521		NACA 4606	
2	0.7345	0.0072	0.7218	0.00827	0.6924	0.00916	0.7895	0.00472
3	0.8469	0.00719	0.8217	0.00839	0.7819	0.00942	0.8646	0.00768
4	0.9472	0.00781	0.9276	0.00854	0.876	0.00972	0.9283	0.0135
5	1.045	0.00858	1.0199	0.00922	0.9569	0.01014	1.0393	0.01372
6	1.1375	0.00955	1.1021	0.01012	1.0566	0.01102	0.9066	0.11603
7	1.3201	0.01078	1.1865	0.0112	1.1388	0.01224	4.7099	0.07587
8	1.2936	0.01242	1.26	0.01261	1.2176	0.01378	3.3452	1.42726
9	1.3592	0.01461	1.3376	0.01451	1.2941	0.01558	2.3008	1.22155
	NACA 4609		NACA 4612		NACA 4615		NACA 4618	
2	0.7935	0.00511	0.8091	0.00627	0.7999	0.00707	0.7698	0.00807
3	0.9008	0.0057	0.9058	0.0065	0.891	0.00778	0.8565	0.00876
4	0.9797	0.008	0.9879	0.0076	0.9802	0.00854	0.9393	0.0095
5	1.057	0.01095	1.0749	0.00911	1.0306	0.00868	1.027	0.01034
6	1.1422	0.0133	1.1556	0.011	1.1395	0.01043	1.0948	0.01084
7	1.2	0.01518	1.2259	0.01327	1.2167	0.01209	1.1044	0.01244
8	1.3109	0.01746	1.2967	0.01553	1.2895	0.01407	1.2626	0.01414
9	1.3833	0.02908	1.367	0.01777	1.3558	0.01649	1.3344	0.01626
	NACA 4621		NACA 4706		NACA 4709		NACA 4712	
2	0.7097	0.00914			0.885	0.00585	0.8845	0.00623
3	0.7997	0.00984	0.91	0.01098	0.9486	0.00787	0.9491	0.00789
4	0.8899	0.01065	0.9303	0.01121	1.02	0.01041	1.0212	0.00937
5	0.9784	0.01158	0.9535	0.05561	1.0937	0.01246	1.0985	0.01102
6	1.0644	0.01267	2.7696	0.1217	1.1678	0.01438	1.1778	0.01293
7	1.1441	0.01374	1.5992	0.61468	1.274	0.01639	1.2212	0.01383
8	1.216	0.01521			1.3491	0.01892	1.3303	0.01675
9	1.2907	0.0173			1.4211	0.02139	1.4059	0.01887

	NACA 4715		NACA 4718		NACA 4721		NACA 6206	
2	0.8466	0.00733	0.7819	0.00866	0.7235	0.00997	0.8047	0.01113
3	0.9129	0.00856	0.8679	0.00959	0.8139	0.01082	0.9137	0.01119
4	0.9943	0.00977	0.9556	0.01061	0.9052	0.01177	1.0168	0.01028
5	1.0778	0.01106	1.0428	0.01178	0.9953	0.01286	1.1214	0.01125
6	1.1619	0.01245	1.1885	0.01306	1.0831	0.01411	1.2264	0.01204
7	1.2421	0.0141	1.2121	0.01451	1.1688	0.01553	1.3305	0.01261
8	1.311	0.01563	1.2922	0.01613	1.2504	0.01711	1.4109	0.01643
9	1.384	0.01794	1.3668	0.018	1.3272	0.01899	0.0824	0.10822
	NACA 6209		NACA 6212		NACA 6215		NACA 6218	
2	0.8118	0.01165	0.8111	0.0122	0.7983	0.01301	0.7706	0.01375
3	0.9195	0.0119	0.9162	0.01267	0.903	0.01329	0.8644	0.01404
4	1.0209	0.01101	1.0175	0.0116	0.9722	0.01329	0.9184	0.01317
5	1.1268	0.01172	1.1211	0.01234	0.9724	0.01291	0.9297	0.01274
6	1.2307	0.01256	1.2223	0.01322	0.9766	0.01261	1.1324	0.01524
7	1.3327	0.01351	1.3206	0.01421	0.9776	0.01201	1.215	0.01689
8	1.4316	0.0149	1.4149	0.0156			1.3009	0.01829
9	1.3301	0.01563	1.3091	0.01705			1.3836	0.01995
	NACA 6221		NACA 6306		NACA 6309		NACA 6312	
2	0.7155	0.01446	0.8438	0.00758	0.8503	0.00814	0.8514	0.00872
3	0.8056	0.01519	0.952	0.00814	0.9586	0.00872	0.9587	0.0093
4	0.8915	0.0142	1.0596	0.00871	1.0661	0.00933	1.0647	0.00994
5	0.9871	0.01543	1.1661	0.00935	1.173	0.00992	1.1703	0.01057
6	1.0674	0.01697	1.2713	0.00991	1.2771	0.01075	1.2733	0.01132
7	1.1434	0.01902	1.3374	0.0154	1.3802	0.01144	1.375	0.01209
8	1.225	0.02088	1.0401	0.12917	1.483	0.01187	1.4737	0.0129
9	1.3043	0.02293	4.2085	0.00463	1.563	0.01402	1.567	0.01368
	NACA 6315		NACA 6318		NACA 6321		NACA 6406	
2	0.8082	0.00939	0.8156	0.01059	0.762	0.01176	0.9015	0.0062
3	0.9497	0.00993	0.9206	0.01094	0.8492	0.01164	1.0084	0.00681
4	1.0503	0.0107	1.0148	0.01134	0.9592	0.01262	1.1133	0.00754
5	1.1533	0.01127	1.1064	0.01223	1.0523	0.01346	1.2105	0.00892
6	1.2504	0.01205	1.2014	0.01308	1.1449	0.01445	1.2666	0.015
7	1.3443	0.01291	1.2947	0.014	1.2335	0.01582	1.3463	0.01771
8	1.4366	0.01375	1.3842	0.01531	1.3233	0.01707	1.3507	0.05739
9	1.5259	0.01498	1.4726	0.01645	1.4088	0.01854	1.4138	0.02774
	NACA 6409		NACA 6412		NACA 6415		NACA 6418	
2	0.9077	0.0069	0.907	0.0076	0.8985	0.00829	0.8754	0.00962
3	1.0155	0.00748	1.0151	0.00812	1.0041	0.00883	0.9789	0.00944
4	1.1224	0.00808	1.1217	0.0087	1.1079	0.00944	1.0731	0.01011
5	1.2286	0.00868	1.2267	0.00932	1.2102	0.01002	1.1684	0.01088
6	1.329	0.00947	1.3292	0.01	1.3078	0.01065	1.2635	0.01162
7	1.4222	0.01075	1.4267	0.01069	1.4005	0.0114	1.3566	0.0125
8	1.4561	0.01611	1.3177	0.01157	1.4893	0.01229	1.4445	0.01359
9	1.5033	0.01928	1.5908	0.01307	1.5712	0.01343	1.5276	0.0149

	NACA 6421		NACA 6506		NACA 6509		NACA 6512	
2	0.8264	0.01093	0.9768	0.00548	0.9846	0.00604	0.9846	0.00663
3	0.9129	0.01075	1.0811	0.00596	1.0925	0.00647	1.0915	0.0071
4	0.9796	0.01084	1.1601	0.00836	1.1943	0.00711	1.195	0.00767
5	1.1175	0.01203	1.1791	0.01297	1.2849	0.00832	1.2923	0.00842
6	1.2116	0.01289	2.6286	0.01558	1.354	0.01094	1.3769	0.00958
7	1.3022	0.01401	1.3496	0.02087	1.3838	0.01559	1.4478	0.01111
8	1.3869	0.0154	2.015	0.82843	1.4379	0.01858	1.5008	0.0137
9	1.4699	0.01689	2.5911	0.71222	1.4933	0.0216	1.5302	0.01792
	NACA 6515		NACA 6518		NACA 6521		NACA 6606	
2	0.9811	0.00817	0.9548	0.00906	0.8986	0.01011	1.0662	0.00554
3	1.0614	0.00791	1.0462	0.00933	0.9934	0.01063	1.1376	0.00717
4	1.1777	0.00839	1.1188	0.0093	1.0874	0.01117	1.148	0.01233
5	1.2694	0.00911	1.2225	0.01012	1.1634	0.01144	1.3542	0.01485
6	1.3533	0.01006	1.3089	0.01118	1.2517	0.01272	1.3006	0.01936
7	1.4308	0.01135	1.3873	0.0126	1.3318	0.01429	1.3956	0.02576
8	1.5011	0.01309	1.4643	0.01422	1.4891	0.01609	6.788	0.96407
9	1.5628	0.01542	1.5319	0.0164	1.4767	0.01849	6.9053	1.08084
	NACA 6609		NACA 6612		NACA 6615		NACA 6618	
2	1.0849	0.00661	1.0894	0.00709	1.0796	0.0076	1.0425	0.0083
3	1.181	0.00611	1.194	0.00718	1.1767	0.00788	1.1132	0.00899
4	1.2616	0.00725	1.2816	0.00755	1.2436	0.00864	1.1757	0.01046
5	1.2938	0.01073	1.2923	0.00764	1.2991	0.01033	1.2484	0.01193
6	1.124	0.01512	1.473	0.01148	1.3566	0.01172	1.9192	0.01363
7	1.3845	0.01805	1.4217	0.01446	1.4196	0.01394	1.3841	0.01488
8	1.4509	0.0206	1.4628	0.01827	1.4788	0.01657	1.45	0.0174
9	1.1439	0.09089	1.508	0.02212	1.5319	0.01976	1.5124	0.02015
	NACA 6621		NACA 6706		NACA 6709		NACA 6712	
2	0.962	0.00971	1.1523	0.00921	1.1773	0.00754	1.1708	0.00832
3	1.032	0.01098	1.1232	0.01303	1.2669	0.00716	1.2593	0.00776
4	1.108	0.01238	1.1958	0.01602	1.2399	0.01157	1.2635	0.01048
5	1.1863	0.01385	1.2715	0.01922	1.2764	0.01571	1.3041	0.0134
6	1.2628	0.01553	1.3748	0.02427	1.3431	0.01864	1.3597	0.01616
7	1.3349	0.01753	1.569	0.03452	1.4179	0.02091	1.4175	0.01922
8	1.4056	0.01972	5.1967	0.73487	1.4843	0.02322	1.4782	0.02225
9	1.4162	0.01982	4.4215	0.35778	1.5424	0.02682	1.5431	0.02496
	NACA 6715		NACA 6718		NACA 6721			
2	1.1454	0.00827	1.0694	0.00923	0.9572	0.01205		
3	1.2115	0.00861	1.1068	0.01147	1.0316	0.01366		
4	1.2294	0.01156	1.1723	0.01338	1.111	0.01524		
5	1.2849	0.01392	1.2445	0.01521	1.1915	0.01692		
6	1.3505	0.01609	1.9179	0.01717	1.2717	0.01868		
7	1.4172	0.0184	1.3909	0.01921	1.3482	0.02072		
8	1.4832	0.02089	1.4627	0.02141	1.4236	0.02287		
9	1.5431	0.02384	1.5305	0.02394	1.4968	0.02522		