

ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL

**Facultad de Ingeniería en Mecánica y Ciencias de la
Producción**

“Diseño de la Estructura y Sistema de Navegación de un Aerostato”

PROYECTO INTEGRADOR

Previo la obtención del Título de:

Ingeniero Mecánico

Presentado por:

Johnny Elías Pacheco Ribas

José Sebastián Vargas Navarrete

GUAYAQUIL - ECUADOR

Año: 2020

DEDICATORIA

El presente proyecto se lo dedico de manera especial a mi padre Johnny Pacheco Aguilar, pues él fue el principal cimiento para la construcción de mi vida profesional, sentó en mi la base de responsabilidad y deseos de superación, así como fortalecer mi voluntad ante las situaciones más difíciles.

A mi madre Tanny Ribas y mi hermana Nathaly Osorio, que me han ofrecido el amor y la calidez de la familia a la cual amo.

Y a mis amigos Joel Montoya, Vitori Garibaldi y José Vargas por crear un sólido equipo de trabajo, confiar en mí y escalar juntos los desafíos y momentos divertidos de la vida universitaria.

Johnny Pacheco Ribas

DEDICATORIA

El presente proyecto, más que una dedicatoria, es un homenaje hacia mis padres Aracely y Carlos, quienes me han apoyado a lo largo de toda mi vida en mi formación como ser humano y como profesional.

A mis hermanos, Grace y Charlie; y a mis amigos, que con su apoyo, aliento y esfuerzo no hubiera podido terminar esta meta.

José Vargas Navarrete

AGRADECIMIENTO

Agradecemos a ESPOL por fomentar valores como la persistencia, esfuerzo, determinación, puntualidad, responsabilidad; además de darnos los mejores recuerdos en esta etapa de vida.

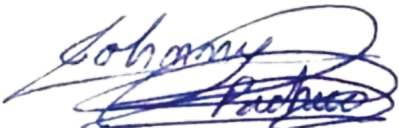
A los docentes y directivos, que gracias a su excelente pedagogía y organización nos motivaban a convertirnos en excelentes profesionales.

Agradecimiento especial a nuestro tutor de tesis Jorge Marcial, por guiarnos no solo en este proyecto de titulación, sino a lo largo de nuestra vida universitaria y brindarnos el apoyo para desarrollarnos profesionalmente.

A Dios por bendecirnos con salud, y darnos las mejores oportunidades, dándole sentido a la vida y haciéndola enriquecedora.

DECLARACIÓN EXPRESA

“Los derechos de titularidad y explotación, me(nos) corresponde conforme al reglamento de propiedad intelectual de la institución; Johnny Elias Pacheco Ribas y José Sebastián Vargas Navarrete doy(damos) mi(nuestro) consentimiento para que la ESPOl realice la comunicación pública de la obra por cualquier medio con el fin de promover la consulta, difusión y uso público de la producción intelectual”



Johnny Elias Pacheco
Ribas




José Sebastián Vargas
Navarrete

EVALUADORES



M.Sc Jorge Marcial

PROFESOR DE LA
MATERIA



M.Sc Jorge Marcial

PROFESOR TUTOR

RESUMEN

El siguiente proyecto tiene como objetivo el diseño de la estructura y sistema de navegación de un aerostato convencional que pueda transportar una carga útil de 20 kilogramos, para actividades de vigilancia y seguridad en zonas abiertas de la ciudad de Guayaquil.

Para el desarrollo del proyecto se implementaron materiales y sistemas que garanticen el objetivo planteado, siendo materiales como el Nomex® 410, Duraluminio 7075, Duralon, que son materiales livianos y resistentes que garantizan la sustentabilidad deseada; así como un sistema de control de radio frecuencia que garantizó el dominio de la aeronave por parte de un operador en tierra. La metodología de diseño estuvo basada en las regulaciones técnicas propuestas por la Administración Federal de Aviación de Estados Unidos en su artículo No. FAA – P – 8110 – 2, así como las regulaciones operativas emitidas por la Dirección General de Aviación Civil en su resolución No. 130 del año 2015. Para comprobar el diseño, se simularon las diversas partes de la aeronave, así como todo el conjunto, en el software ANSYS Workbench para analizar el comportamiento dinámico.

De los principales resultados obtenidos para condiciones de viento promedio en la ciudad de Guayaquil, se obtuvo que la autonomía del aerostato, siendo controlado de manera efectiva, cumplen con los objetivos específicos planteados. Se constató que, tanto el sistema de propulsión y sustentación, así como el sistema de control por radio frecuencia, no fallen en operación. Su durabilidad y confiabilidad está garantizada por la calidad de materiales y elementos seleccionados.

Palabras Clave: Aerostato; ANSYS Workbench; Administración Federal de Aviación; Dirección General de Aviación Civil.

ABSTRACT

The following project aims at the design of the structure and navigation system of a conventional aerostat that can carry a payload of 20 kilograms, for surveillance and security activities in open areas of the city of Guayaquil.

For the development of the project, materials and systems were implemented to guarantee the objective proposed, being materials such as the Nomex® 410, Aluminum 7075, Duralon, which are lightweight and resistant materials that guarantee the desired sustainability; as well as a radio frequency control system that ensured the dominance of the airship by a ground operator. The design methodology was based on the technical regulations proposed by the U.S. Federal Aviation Administration in article No. FAA – P – 8110 – 2, as well as the operational regulations issued by the Dirección General de Aviación Civil in its resolution No. 130 of 2015. To verify the design, the various parts of the aircraft, as well as the entire assembly, were simulated in the ANSYS Workbench software to analyze dynamic behavior.

From the main results obtained for average wind conditions in the city of Guayaquil, it was obtained that the autonomy of the aerostat, being effectively controlled, meet the specific objectives set. It was found that both the propulsion and lift system, as well as the radio frequency control system, do not fail in operation. Its durability and reliability are guaranteed by the quality of selected materials and elements.

Keywords: *Airship; ANSYS Workbench; U.S. Federal Aviation Administration; Dirección General de Aviación Civil.*

ÍNDICE GENERAL

RESUMEN	I
<i>ABSTRACT</i>	II
ÍNDICE GENERAL.....	III
ABREVIATURAS.....	VI
SIMBOLOGÍA	VII
ÍNDICE DE FIGURAS	VIII
ÍNDICE DE TABLAS	X
ÍNDICE DE PLANOS.....	XI
CAPÍTULO 1	1
1 Introducción.....	1
1.1 Descripción del problema.....	1
1.2 Justificación del problema.....	1
1.3 Objetivos.....	2
1.3.1 Objetivo General	2
1.3.2 Objetivos Específicos.....	2
1.4 Marco teórico.....	2
1.4.1 Definición	2
1.4.2 Breve Historia de los Aerostatos.....	3
1.4.3 Categorización de los Aerostatos	4
1.4.4 Tipos de Aerostatos	5
1.4.5 Partes Básicas	8

1.4.6	Estructura y Materiales	9
1.4.7	Efectos Aerostáticos	13
1.4.8	Sistema de Propulsión	14
1.4.9	Normativas.....	15
CAPÍTULO 2		17
2	Metodología	17
2.1	Principios Técnicos	17
2.2	Criterios de Diseño.....	17
2.2.1	Descripción de Alternativas	17
2.2.2	Selección de la Mejor Alternativa.....	19
2.2.3	Diseño de Forma	19
2.3	Diseño Ingenieril y Selección de Elementos	20
2.3.1	Dimensionamiento Volumétrico	21
2.3.2	Aerostática.....	22
2.3.3	Aerodinámica	24
2.3.4	Estabilidad y Control del Elevador	27
2.3.5	Selección de Perfiles	31
2.3.6	Diseño del Eje.....	33
2.3.7	Cálculo de Esfuerzo en la Membrana	35
2.3.8	Control del Aerostato	40
2.3.9	Sistema de Empuje Vectorial.....	45
CAPÍTULO 3		47
3	Resultados y Análisis	47

3.1	Metodología del Análisis de Resultados.....	47
3.2	Análisis de Resultados.....	49
3.3	Esfuerzos en la membrana.....	54
3.4	Análisis de Costos.....	55
CAPÍTULO 4.....		58
4	Conclusiones y Recomendaciones.....	58
4.1	Conclusiones.....	58
4.2	Recomendaciones.....	59
BIBLIOGRAFÍA		
APÉNDICES		

ABREVIATURAS

BLDC	Brushless DC Electric Motor
CFD	Computational Fluid Dynamics
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ESPOL	Escuela Superior Politécnica del Litoral
FAA	Federal Aviation Administration
FPV	First – Person View
HMI	Human – Machine Interface
ISO	International Organization for Standardization
PDB	Power Distribution Board
PWM	Pulse – Width Modulation

SIMBOLOGÍA

MPa	Mega Pascales
GHz	Giga Hertz
g	Gramos
m	Metro
VDC	Voltaje de corriente directa
mA	Miliamperios
m/s	Metros sobre segundos
C_l	Coeficiente de sustentación
C_d	Coeficiente de arrastre
Re	Número de Reynolds
X_{cg}	Distancia del centro de gravedad del globo al extremo más alejado
F_D	Fuerza de arrastre
ρ_{air}	Densidad del aire
A	Área de sección transversal perpendicular a la dirección del viento
F_L	Fuerza de Sustentación
K_1	Coeficientes empíricos para un elipsoide
η	Factor de seguridad
σ_{max}	Esfuerzo máximo sobre el eje
μ	Viscosidad dinámica del aire

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Dirigible convencional. (Khoury, 2012).....	6
Figura 1.2 Dirigible alado. (Khoury, 2012).....	6
Figura 1.3 Dirigible de sustentación. (Khoury, 2012).....	7
Figura 1.4 Aeron. (Khoury, 2012).....	7
Figura 1.5 Dirigible híbrido. (Khoury, 2012).....	8
Figura 1.6 Partes principales de un dirigible convencional.....	9
Figura 2.1 Diseño de forma del aerostato.	20
Figura 2.2 Comportamiento de perfiles elípticos. (Khoury, 2012).....	22
Figura 2.3 Coeficientes de arrastre para cuerpos tridimensionales. (Shames, 2003).....	25
Figura 2.4 Coeficientes de arrastre para una familia de riostras en función de su ratio de espesor. (Shames, 2003).....	26
Figura 2.5 Análisis de fuerzas en el aerostato.....	28
Figura 2.6 Momentos de cabeceo para distintos ángulos del aerostato que los estabilizadores deben suplir.....	30
Figura 2.7 Líneas de corriente de velocidades del perfil NACA 0041.....	31
Figura 2.8 Líneas de corriente de velocidades del perfil TsAGI “B”.....	32
Figura 2.9 Diagrama de cuerpo libre para el análisis estático en el eje.....	34
Figura 2.10 Diagrama de fuerza cortante del eje.....	34
Figura 2.11 Diagrama de momento flector del eje.....	34
Figura 2.12 Fenómeno de Rodilla en un aerostato. (Khoury, 2012).....	37
Figura 2.13 Sistema de ballonets inflados para el control de descenso.	40
Figura 2.14 Sistema de ballonets desinflados para el control de ascenso.	41
Figura 2.15 Motor Brushless ultraligero para la extracción y bombeo de aire en los ballonets.....	41
Figura 2.16 Diagrama de bloques, tres entradas y una salida del controlador de velocidad. (Stockbridge, 2012).....	42

Figura 2.17 Sistema de servo motor – barras implantado al ala del aerostato para el control de vuelo desde tierra. (George, 2007)	43
Figura 2.18 Circuito electrónico del control del dirigible.	44
Figura 2.19 Cámara FPV y transmisor de video.....	45
Figura 2.20 Principio de empuje vectorial para facilitar el ascenso del aerostato.....	45
Figura 2.21 Sistema servomotor – eje para la rotación del eje que aloja los motores.	46
Figura 3.1 Simulación de las líneas de corriente de aire en el modelo de aerostato.	48
Figura 3.2 Mallado del modelo a simular	48
Figura 3.3 Grafica de iteraciones para la simulación por el método épsilon.....	48
Figura 3.4 Condiciones de frontera a la entrada del volumen de control.....	49
Figura 3.5 Diagrama de colores de presión en el aerostato con velocidad del viento a 10 m/s	49
Figura 3.6 Diagrama de colores de velocidad del aerostato en un plano medio con una velocidad del viento del 10 m/s	50
Figura 3.7 Diagrama de colores de velocidades en el ala para una velocidad del viento de 10 m/s	51
Figura 3.8 Comportamiento de las líneas de corriente y diagrama de colores de velocidades en el ala para una velocidad del viento de 10 m/s	51
Figura 3.9 Diferencia de presiones en el ala del aerostato.....	52
Figura 3.10 Líneas de corriente en forma de partículas pasando por el perfil TsAGI "B".	52
Figura 3.11 Coeficiente de sustentación del aerostato versus número de iteraciones	53
Figura 3.12 Coeficiente de arrastre versus flujo de tiempo	53

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1 Descripción de las propiedades mecánicas del Duraluminio 7075. (Goodfellow®, 2020).....	10
Tabla 1.2 Propiedades mecánicas del Nomex® 410 por espesores. (DuPont™, 2020).....	11
Tabla 1.3 Propiedades del Kevlar® 29 y Kevlar® 49. (DuPont™, 2020).....	12
Tabla 1.4 Cuadro comparativo entre el Nomex® 410 y el Kevlar®	13
Tabla 2.1 Matriz de decisión.....	19
Tabla 2.2 Fuerzas de arrastre producidas en el aerostato.	27
Tabla 2.3 Coeficientes K_2, K_1 respecto al ratio de espesor. (Munk, 1924).....	29
Tabla 2.4 Angulo de incidencia del aerostato y momento Pitch de equilibrio que deben ser ejecutados por los servomotores.	29
Tabla 2.5 Coeficientes de arrastre para perfil NACA 0041 en función del ángulo de ataque.	31
Tabla 2.6 Coeficientes de arrastre para perfil NACA 0041 en función del ángulo de ataque.	33
Tabla 2.7 Anchos de pulsos para controlar la posición angular de un servo motor estándar.....	43
Tabla 3.1 Análisis de costos.....	56
Tabla 3.2 Masa del sistema.....	57

ÍNDICE DE PLANOS

- PLANO 1 Diseño de forma del aerostato convencional
- PLANO 2 Perfil NACA 0041 para la góndola
- PLANO 3 Perfil TsAGI "B" para las aletas
- PLANO 4 Sistema servomotor – eje

CAPÍTULO 1

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Descripción del problema

Hoy en día la creciente actividad de transporte en las diversas actividades comerciales ha estado causando problemas ambientales y socioeconómicos. Se sabe que la contaminación del aire, el ruido, el daño a la infraestructura y la congestión de tráfico son consecuencias de esta actividad que, en su mayoría, es de manera terrestre. A pesar de las consecuencias negativas que esto acarrea, esta actividad es muy importante para el desarrollo económico. Es por ello por lo que, con el aumento de estas demandas, el interés por desarrollar nuevas tecnologías de transporte ha ido creciendo con el paso del tiempo.

El transporte aéreo como solución para la creciente demanda del mercado es una solución sustentable si se consideran tres aspectos principales: la fuente de energía sea amigable con el medio ambiente, no ponga en peligro la integridad física del ser humano y sea económicamente viable. Actualmente en el mercado local no existe una aeronave que permita vuelos a mediana altitud, tenga buena estabilidad para el transporte de carga y autonomía de vuelo, en el desarrollo económico y efectivo de vigilancia y seguridad.

1.2 Justificación del problema

Este proyecto estará centrado en el diseño de la estructura y sistema de navegación de un aerostato de tal manera que sea accesible económicamente, posibilitando un aumento en la eficiencia y la producción de actividades importantes de nuestra economía. Nuestro enfoque va orientado en la aplicación de seguridad pública y monitoreo ambiental además de los sectores de agronegocios, petróleo gas minería y construcción. Atacando específicamente a la problemática que presentan los sectores de agronegocios debido a que muchas veces se les dificultan hacer un registro mental y fotográfico de cómo luce el cultivo cuando está sano para detectar algún cambio anormal en su forma, color o rizado así como la facilidad de

detectar si este problema tiene que ver con algún factor biótico o un factor abiótico obteniendo un panorama de todo el cultivo y tomando acciones correctivas para mejorar la productividad de sus suelos. Por esto, nuestro estudio se concentra en un sector con un terreno preferiblemente amplio sin la obstrucción de edificios donde la aeronave pueda realizar largos recorridos y girar libremente. La infraestructura de la góndola estará diseñada de tal forma que se pueda alojar una carga adicional de 20 kilogramos.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Diseñar la estructura y sistema de navegación de un aerostato.

1.3.2 Objetivos Específicos

1. Diseñar los elementos estructurales de un aerostato que pueda transportar una carga de 20 kilogramos.
2. Selección de los sistemas y componentes para el sistema de propulsión del aerostato.
3. Validar el concepto de diseño mediante un prototipo simulado computacionalmente.

1.4 Marco teórico

1.4.1 Definición

Del griego “ἀήρ” /'aer/ (aire) y στατός /'statos/ (estático), un aerostato es un término genérico para definir a una aeronave cuyo soporte se debe principalmente a la flotabilidad derivada de fuerzas aerostáticas (Cambridge Dictionary, 2020).

El cuerpo inmerso consiste en una o más bolsas, celdas u otros recipientes llenos de un gas que es más ligero que el aire. Los aerostatos envuelven los globos aerostáticos y los dirigibles. Su principal diferencia es que los dirigibles son aeronaves autopropulsadas y con capacidad de maniobra,

mientras que los globos aerostáticos son aeronaves no propulsadas y no guiadas.

1.4.2 Breve Historia de los Aerostatos

Desde la antigua china se experimentaba con pequeños globos de papel inflados de aire caliente como parte de diversas actividades culturales, siendo el principio básico lograr que un objeto sea más ligero que el aire para su flotación. Habiendo muchos precursores de este principio, como lo fue Bartolomeu Lourenço de Gusmão, no fue hasta el siglo XVII que se desarrollaron las primeras aplicaciones prácticas de aerostatos.

En 1783, en la Francia de Luis XVI, tuvo lugar una doble invención, ya que dos grupos competidores despegaron dos tipos diferentes de aerostatos en una sucesión rápida: en junio, los hermanos y fabricantes de papel Joseph y Étienne Montgolfier lanzaron un globo aerostático, mientras que, en agosto Jacques Charles y los hermanos Anne-Jean y Marie-Noël Robert, profesor de física e ingeniero, respectivamente, lanzaron un globo de hidrógeno (Abad, 1780).

Aunque los primeros vuelos fueron sin pasajeros, los inventores pronto desarrollaron aerostatos capaces de transportar personas en una cesta. Una vez más, los dos equipos llevaron a cabo sus pruebas iniciales en rápida sucesión, cada uno utilizando su propia técnica: el primer vuelo libre tripulado en un globo aerostático tuvo lugar en noviembre y en un globo de hidrógeno en diciembre.

A partir de entonces aparecieron otros precursores como Pilâtre de Rozier y el marqués François-Laurent d'Arlandes, quienes el 21 de noviembre de 1783 se elevaron desde los jardines de la Muette, atravesaron el Sena en Passy y se posaron -diez minutos más tarde- en la Butte-aux-Cailles después de haber alcanzado los 1000 metros de altitud. En 1794, la batalla de Fleurus vio el primer uso militar de un globo de observación. El 24 de septiembre de 1852 el aerostato Giffard fue el primer dirigible a vapor con hélice y timón puesto en los aires de Paris, volando 17 millas (Abad, 1780).

En 1895 el conde Ferdinand von Zeppelin patenta una aeronave rígida que combina celdas de gas de globo con un marco estructural. En 1908, Zeppelin estableció la Friedrichshafen (Fundación Zeppelin) para el desarrollo de la navegación aérea y la fabricación de aeronaves. La Primera Guerra Mundial marcó el verdadero debut de la aeronave como arma. Los alemanes, los franceses y los italianos usaron dirigibles para los roles de exploración y bombardeo táctico al principio de la guerra.

En 1937 el Hindenburg, el zepelín de pasajeros más grande del mundo, estalla en llamas mientras aterriza en Nueva Jersey después de un vuelo transatlántico. El desastre mata a 36 personas, así como a la industria de viajes de lujo. Este hecho provocó la desconfianza del público en las aeronaves y puso fin definitivamente a su "edad de oro".

Actualmente, aunque los dirigibles ya no se utilizan para el transporte principal de carga y pasajeros, todavía se utilizan para otros fines, como publicidad, turismo, vigilancia, investigación y defensa.

1.4.3 Categorización de los Aerostatos

Los dirigibles y globos son subdivisiones del concepto de aerostato. El primer grupo, a diferencia de las aeronaves comunes, se caracteriza por su excelente estabilidad en el aire. Existen 3 categorías de dirigibles: rígidos, semirígidos y no rígidos (Khoury, 2012).

Los dirigibles rígidos, también llamados *zeppelines*, fueron uno de los primeros modelos propuestos por el francés Ferdinand Zeppelin. Su forma yace en una armadura compuesta por aleaciones de metales ligeros, siendo de primacía el aluminio revestido de una tela resistente, la misma que se pinta con un barniz especial. Su sustentación se basa en un sistema de lastres que son tanques cilíndricos que almacenan células de gas en donde su contenido volumétrico se controla independientemente por válvulas para dar mayor sustentación o peso al aerostato.

El fluido más seguro, pero no menos económico es el helio, pues por medio

de este sistema podemos controlar la sustentación del dirigible expulsando el gas hasta alcanzar su altura de crucero para posteriormente encender los propulsores.

A pesar de que los motores pierden combustible que se vería reflejado en una mayor sustentación existen generadores de lastre que condensan los gases de combustible expulsado por los motores que pueden dar solución al problema, aunque su adaptación es costosa, pesada y engorrosa (Khoury, 2012).

Por esta razón se considera al helio como una alternativa costosa en comparación con el gas hidrogeno, que se lo expulsa al ambiente sin afectar al mismo.

Otros tipos de dirigibles son los semirrígidos, estos modelos innovadores creados en el año 1910 por Alberto Santos Dumont, muestra la cabina de tripulación fabricada con estructura metálica liviana, suspendida del globo tipo blimp o no rígida (Khoury, 2012).

Los dirigibles no rígidos al inflarse adquieren un aspecto elíptico o fusiforme, su disposición está formada por un sistema de cuerdas y tela que se suspenden de una góndola o cabina de tripulación (Khoury, 2012).

1.4.4 Tipos de Aerostatos

A lo largo de los años se han desarrollado nuevos conceptos de diseño enfocados en aplicaciones particulares u optimizar su flexibilidad. El dirigible convencional, como se muestra en la Figura 1.1, tiene un perfil elíptico en revolución y su ventaja con respecto a los otros modelos radica en su eficiencia en cuanto a esfuerzos estructurales, resistencias aerodinámicas y sustentación estática. Aunque presenta desventajas con respecto a la forma esférica en cuanto a la sustentación, y su dificultosa manejabilidad en vientos cruzados.

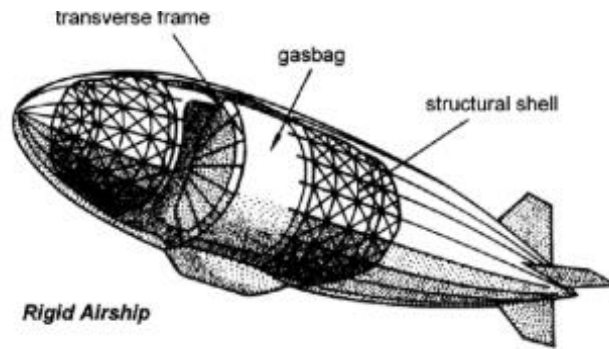


Figura 1.1 Dirigible convencional. (Khoury, 2012)

Estos esfuerzos a lo largo de los años han extrapolado la idea de diseñar aerostatos híbridos, esto es, la combinación de características de la aeronave clásica con la tecnología del uso del lastre optimizando la manejabilidad en tierra y el intercambio de cargas.

Un diseño de forma innovador es el dirigible alado, de la Figura 1.2. Esta configuración moderniza la elevación aerodinámica del dirigible incorporando dentro de su diseño de forma alas similares a las de un avión. De esta forma la aeronave podría trasladar una proporción significativa de carga adicional, a través de su sustentación dinámica.

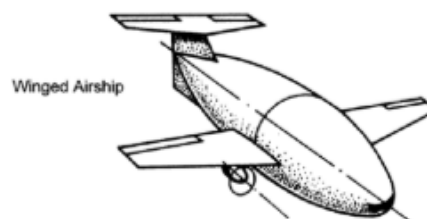


Figura 1.2 Dirigible alado. (Khoury, 2012)

Otro diseño de forma inusual es el dirigible de sustentación, de la Figura 1.3, que requiere para su despegue y descenso una carrera. Este modelo es capaz de elevar y trasladar la misma carga que un aeroplano, sin embargo, necesitaría menos espacio que el mismo para llevar a cabo esta

tarea, haciendo también que el transporte de carga sea más seguro y menos complejo. Este modelo genera su sustentación por medio de la velocidad del viento y es considerado menos eficiente que el convencional.

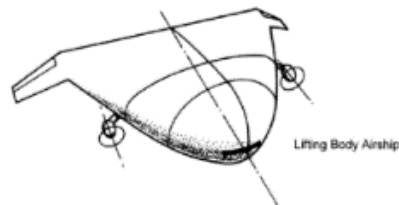


Figura 1.3 Dirigible de sustentación. (Khoury, 2012)

Al principio de la década de los 70 la empresa Aereon, llevó a cabo el modelo Aereon 26, que se muestra en la Figura 1.4. Este diseño inusual presentaba un recubrimiento que contenía 200000 m^3 de helio. Además, las alas traían acopladas turbinas y turboventiladores que le permitía alcanzar velocidades de 330 *kph* de carga útil máxima y recorrer trayectorias de hasta 16000 *km*. Estos diseños presentan un diseño aplanado para un mayor control de su estabilidad ante los vientos cruzados.

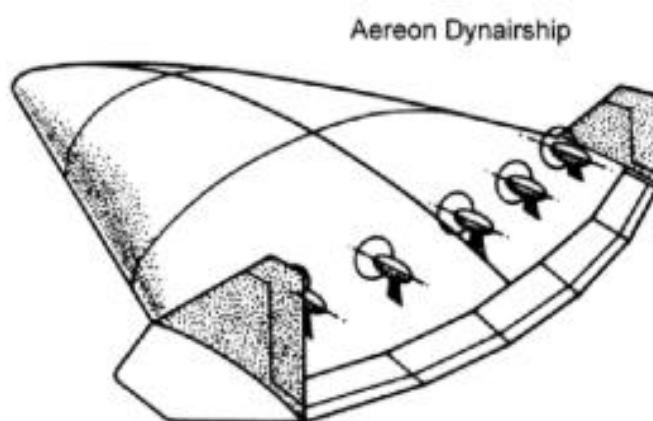


Figura 1.4 Aeron. (Khoury, 2012)

Los dirigibles híbridos, como se muestra en la Figura 1.5, reemplazan el peso muerto de un helicóptero común, de esta forma los rotores sustentadores transportan el globo aerostato dando así una mayor capacidad de carga útil y control.

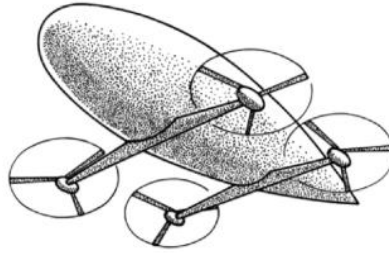


Figura 1.5 Dirigible híbrido. (Khoury, 2012)

1.4.5 Partes Básicas

Los tres tipos de aerostatos tienen cuatro partes principales: una membrana en forma de globo que se llena con un gas más ligero que el aire; un automóvil o una góndola que se cuelga debajo del globo y sostiene a la carga; sistema de propulsión que impulsan hélices y; aletas horizontales y verticales para dirigir la nave. Los no rígidos son simplemente globos con autos unidos por cables; si el gas se escapa, el globo se derrumba.

Los semirrígidos también dependen del gas interno para mantener la forma del globo, pero tienen vigas metálicas estructurales que se extienden longitudinalmente a lo largo de la base del globo y sostienen la góndola. Los rígidos consisten en un marco ligero de vigas de aleación de aluminio que está cubierto con tela, pero no es hermético. Dentro de este marco hay una serie de globos llenos de gas, cada uno de los cuales se puede llenar o vaciar por separado; los rígidos mantienen su forma tanto si están llenos de gas como si no.

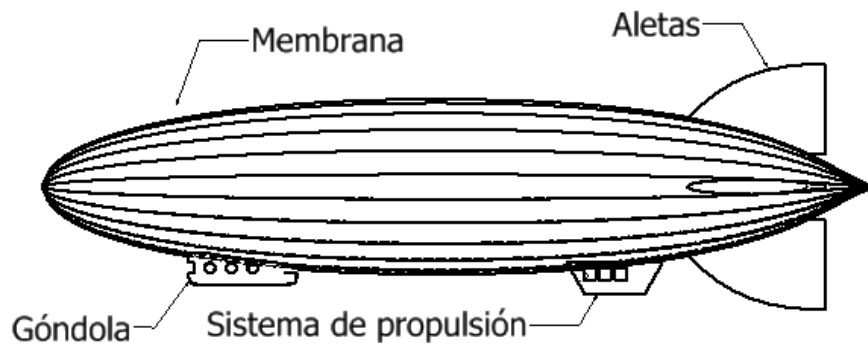


Figura 1.6 Partes principales de un dirigible convencional.

Dentro de la góndola se ubica el panel de control superior para comunicaciones, los sistemas eléctricos, aceleradores para regular la velocidad del motor, controles de navegación de la hélice para regular los ángulos de la inclinación de las aletas, sensores de temperatura y sensores de presión envolvente para regular la presión del helio.

1.4.6 Estructura y Materiales

Con el paso de los años se han explorado materiales que resistan específicamente áreas de fuerzas críticas en las industrias aeroespaciales sin comprometer su ligereza. Desde 1995 se ha logrado evolucionar el diseño de dirigibles, desde fibras reforzadas, aleaciones más ligeras y estructuras de panel que ha originado una marca en los diseños aéreos (Khoury, 2012). Algo semejante ocurre con la tecnología del motor donde se busca optimizar la resistencia a altas temperaturas, perfeccionando aleaciones y métodos de manufactura tal es el caso de los termoplásticos, monocristales, fundición direccional, matriz de alabes de turbinas entre otros elementos.

Estas novedosas investigaciones han mejorado al desarrollo de aletas, colas, góndolas y una nariz más ligeras y resistentes. Hongu y Phillips han sido los encargados de estos avances en el diseño de aeronaves y fuselajes (Khoury, 2012).

Como material predilecto para la estructura de la góndola se implementa el duraluminio, mismo material utilizado en la industria aeronáutica por su significativo rendimiento en cuanto a ligereza y gran resistencia mecánica, sobre toda la variedad de opciones que se presentan en la selección de materiales, como el aluminio convencional, acero inoxidable, plástico entre otras. Además de ser el más económico que otras aleaciones o superaleación como el magnesio y berilio o la fibra de carbono.

El Duraluminio 7075 está compuesta de 60% de zinc, 24% de magnesio y 16% de cobre. La aleación de estos componentes brinda excelentes propiedades de maquinabilidad como conformado, forjado, laminado. También posee una resistencia mecánica de 560 MPa , que en comparación con el acero es superior, con una densidad de 2.83 g/cm^3 , siendo tres veces más ligero que el acero convencional. Este material, viene con un recubrimiento especial de aluminio que lo hace un material reflectante con buen brillo superficial haciéndolo resistente a la corrosión, de la misma forma son maleables y dúctiles, sin embargo, una de sus desventajas es su limitada soldabilidad por lo que se recomienda realizar las operaciones de soldado con el procedimiento TIG (Tungsteno Inerte Gas). Su sufijo 75 no implica tratamiento térmico alguno, pero si hace referencia que durante su fabricación ha sido liberado de tensiones. Asimismo, su deformación a la rotura es del 3-9%.

Tabla 1.1 Descripción de las propiedades mecánicas del Duraluminio 7075.
(Goodfellow®, 2020)

Propiedades Físicas	
Peso Específico	2.83 kg/dm^3
Dilatación Térmica (0 – 100 °C)	$23.7 \times 10^{-6}\text{ }^\circ\text{C}$
Conductividad Térmica (0 – 100 °C)	$153\text{ W/m} \cdot ^\circ\text{C}$
Calor Especifico (0 – 100 °C)	$857\text{ J/kg} \cdot ^\circ\text{C}$
Módulo de elasticidad	73000 MPa
Módulo de compresión	73000 MPa

Coefficiente de Poisson	0.33
Intervalo de fusión	475 – 630 °C

Para el material de la membrana o hull se requiere materiales que sean resistentes a la abrasión, a altas temperaturas, al desgaste, a la fatiga, ya que estos materiales serán estirados y comprimidos durante el proceso de inflado. Debe de ser impermeable para evitar la filtración del gas contenido dentro y tener problemas de sustentación que pueda ser considerado un factor de influencia muy peligroso.

El Nomex®, que es un polímero aromático sintético de poliamida, proporciona altos niveles de integridad eléctrica, química y mecánica. Este material es capaz de resistir 300 °C sin derretirse, deformarse, ablandarse, contraerse, ni dilatarse durante cortos periodos de tiempo.

De modo idéntico podría resistir los 220 °C durante más de 10 años. Sus excelsas propiedades hacen que el Nomex® 410 sea un producto referente con el que se comparen otros materiales de aislamiento. Entre ellas podemos incluir su resistencia mecánica, flexibilidad, elasticidad, estabilidad térmica, alta resistencia dieléctrica, además no es inflamable ni ignición. En la Tabla 1.2 se muestran sus propiedades.

Tabla 1.2 Propiedades mecánicas del Nomex® 410 por espesores. (DuPont™, 2020)

Espesor nominal	Mil	2	3	4	Método de Testeo
	mm	0.05	0.08	0.1	
Espesor típico	Mil	2.2	3.1	4.2	ASTM D374
Peso por metro cuadrado <i>g/m²</i>		41	64	88	ASTM D646
Densidad, <i>g/cc</i>		0.72	0.81	0.83	
Esfuerzo de tensión, <i>N/cm</i>	MD	43	68	93	ASTM

	XD	19	34	49	D828-97
Elongación %	MD	9	12	12	ASTM
	XD	7	9	9	D828-97
Desgarro por el método Elmendorf, <i>N</i>	MD	0.7	1.2	1.9	TAPPI
	XD	1.5	2.4	4.4	414
Resistencia al desgarro inicial	MD	11	16	24	ASTM
	XD	6	9	14	D1004
Contracción a los 300°C, %	MD	1.8	1.1	0.8	
	XD	0.0	0.0	0.0	

Por otro lado, tenemos el Kevlar® que es una cadena de polímeros o una síntesis compuesta de una solución de N-metil-pirrolidona y cloruro de calcio. Es un tipo de poliamida cuya resistencia a la rotura y ligereza es singular con respecto otros materiales, ya que su mecanización es muy compleja.

Al igual que el Nomex® es resistente a altas temperaturas, incluso soportan entre 420 y 480 °C, manteniendo sus propiedades intactas. Presenta gran resistencia al impacto pues absorbe a la perfección la energía del golpe. De la misma forma es resistente a bajas temperaturas soportando -195 °C antes de su degradación.

Sus propiedades químicas brindan las propiedades necesarias para resistir ataques químicos, como por ejemplo disolventes y aceites. En la Tabla 1.3 se muestran sus propiedades.

Tabla 1.3 Propiedades del Kevlar® 29 y Kevlar® 49. (DuPont™, 2020)

Designación	Kevlar® 29	Kevlar® 49
Diámetro de hilo, μm	12	12
Densidad, Kg/m^3	1440	1450
Módulo de elasticidad, GPa	60	128
Resistencia a tracción, GPa	1.92	2.92 – 3.6
Módulo específico	41	88
Alargamiento a la rotura, %	4.0	2.8
Módulo de Young, GPa	83	131

La Tabla 1.4 muestra la comparación entre los materiales Nomex® 410 y Kevlar® en función de su resistencia, peso y costo.

Tabla 1.4 Cuadro comparativo entre el Nomex® 410 y el Kevlar®

Material	Material de Membrana	
	Nomex® 410	Kevlar®
Resistencia a la temperatura	Alta	Elevado
Resistencia al desgarre	Alto	Elevado
Peso	Bajo	Alta
Costo	Medio	Alto

1.4.7 Efectos Aerostáticos

Existen diversos aspectos a considerar en aerostática, tales como presión, temperatura, atmosfera, condiciones a nivel del mar, entre otros, que producen un efecto en la sustentación estática. La relación entre la temperatura y la presión depende de la altura, provocando un aumento o disminución de sustentación en el dirigible (Khoury, 2012). A medida que la aeronave asciende, el gas dentro de la membrana se expande debido a la reducción de presión atmosférica. En sistemas aerostáticos es importante el conocimiento del tiempo y su propensión, pues muchos factores emergen debido a cambios de presión y de temperatura. Para nivelar la presión dentro de la membrana, se usan globos compensadores y válvulas reguladoras.

Para regular la temperatura, debido al calentamiento por el sol, el gas sustentador dentro del globo varía su temperatura constantemente, de modo que entra en condición de sobrecalentamiento, haciendo que el aire circundante esté a menor temperatura que el gas de elevación. Este fenómeno provoca mayor desplazamiento de volumen de aire, aumentando la sustentación estática.

Otro aspecto que considerar es la atmosfera. Como se sabe, la elevación de la aeronave depende del principio de flotabilidad. Este fenómeno se basa en la cantidad de volumen desplazado al estar inmerso un cuerpo en un fluido.

Cuando se trata de un aerostato, este fluido desplazado es la atmosfera. Las propiedades de este gas varían constantemente, aunque el volumen que desplace el aerostato sea relativamente pequeño.

Es por eso por lo que, para el análisis aerostático, se debe considerar condiciones atmosféricas de leve cambio, dentro de un margen de operación aeronáutico donde el aire se comporte como un gas homogéneo.

Para propósitos de diseño, se considera la troposfera, que es la capa de la atmosfera terrestre que está en contacto con la superficie de la Tierra (Khoury, 2012).

En la metodología de diseño se considera las condiciones a nivel del mar ISA con ubicación en la ciudad de Guayaquil – Ecuador, con temperatura ambiente, presión atmosférica y densidad del aire de 288.15 K, 101325 N/m² y 1.225 kg/m³, respectivamente (ISO 2533:1975).

Como último aspecto a considerar en los efectos aerostáticos está el gas de sustentación contenido en la membrana del aerostato. Para la metodología de diseño se empleará helio con 97% de pureza con condiciones a nivel del mar ISA (ISO 2533:1975).

1.4.8 Sistema de Propulsión

La configuración para un sistema de propulsión está compuesta por tres componentes principales: una fuente de energía, el motor y la hélice que impulsa el aerostato. Pero además de proporcionar potencia para impulsar la aeronave, el motor proporciona potencia a los sistemas auxiliares, como los sistemas eléctricos y los sistemas hidráulicos para controlar la aeronave.

Generalmente en dirigibles de menor tamaño se emplean motores eléctricos debido a su liviano peso, usando como fuente de energía el sol. Pero también existen aeronaves que incorporan motores de combustión interna por su mayor entrega de potencia. En la Tabla 1.5 se observa la comparativa entre ambos motores.

Tabla 1.5 Comparativa entre motores eléctricos y motores de combustión interna. (Khoury, 2012)

	Motores	
	Eléctricos	Combustible
Potencia	Media	Alta
Peso	Bajo	Alta
Costo	Elevado	Media

Los aerostatos que usan energía solar reducen significativamente el peso de los rotores y motores, aumentando la capacidad de carga de la aeronave, haciendo que el presupuesto de energía se reduzca considerablemente y aumente la viabilidad.

El concepto de propulsión debe ajustarse de manera óptima a la forma del aerostato. Esto beneficia su rendimiento, respecto al flujo aerodinámico externo, como un comportamiento amigable de la capa límite. Pero también puede tener su propia contribución a la eficiencia aerodinámica general de la aeronave, en caso de que se distribuya adecuadamente alrededor de la membrana.

1.4.9 Normativas

Respecto a aerostatos, cada país tiene sus propias autoridades para certificar los procedimientos de diseño, fabricación, mantenimiento y reglas de aeronavegabilidad, para garantizar que todas las aeronaves cumplan los requisitos seguridad y protección. Con el correcto procedimiento y comunicación se puede lograr la certificación para el uso de un aerostato en Ecuador.

La Dirección General de Aviación Civil (DGAC) en la Resolución No. 130 del año 2015, respecto a identificación de aeronaves y componentes aeronaves, estipula regulaciones operativas respecto a los aerostatos. Para el permiso de funcionamiento de la aeronave se deberá portar una placa de identificación que incluya lo siguiente:

- 1) Nombre del fabricante;
- 2) Designación del modelo;
- 3) Número de serie de fabricación;
- 4) Número de certificado de tipo;
- 5) Número de certificado de producción;
- 6) Especificaciones técnicas de los motores;
- 7) Marca de nacionalidad y matrícula;
- 8) Cualquier otra información adicional que la DGAC considere adecuada.

La normativa exige que la marca de nacionalidad sea ubicada en la envoltura o en las aletas horizontales y verticales. Las dimensiones de la marca de nacionalidad y matrícula se estipulará acorde a la carga útil de la aeronave y a sus dimensiones.

CAPÍTULO 2

2 METODOLOGÍA

2.1 Principios Técnicos

Respecto a aerostatos, la Administración Federal de Aviación, FAA por sus siglas en inglés, es la autoridad que más documentación tiene para regular y certificar el diseño, operación y mantenimiento de este tipo de aeronave. Sus regulaciones y políticas se dividen en tres grupos: Título 14 Código de Regulaciones Federales, Circulares de Asesoramiento y Guías de Dirigible.

El Título 14 Código de Regulaciones Federales muestra los procedimientos de certificación de productos y partes, mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción y alteración, operación general y reglas de vuelo.

La categoría Circulares de Asesoramiento muestra una amplia documentación de certificaciones que debe cumplir la aeronave, mientras que la guía de Dirigible muestra principalmente los criterios de diseño para los aerostatos (Federal Aviation Administration, 2020).

El criterio de diseño para este proyecto estuvo basado en estas regulaciones técnicas propuestas por la FAA en su artículo No. FAA – P – 8110 – 2 (Federal Aviation Administration, 1995). En Ecuador no existe regulaciones técnicas específicas para el proceso de diseño y selección de componentes para aeronaves no tripuladas sostenidas en el aire por fuerzas ascensionales.

2.2 Criterios de Diseño

2.2.1 Descripción de Alternativas

Una de las primeras alternativas propuestas fue el dirigible elíptico, cuya forma convencional provee alta eficiencia aerodinámica y sustentación estática, además de ser de los más eficientes al moverse en un fluido.

El casco o membrana del dirigible es diseñado como un sólido de rotación simétrico con respecto al eje axial. Debido a la carga útil de un no rígido, la

forma de la sección transversal del casco es más casi elíptica con el eje mayor de la elipse vertical, pero la distorsión es lo suficientemente leve como para ignorarla, de ahí el nombre de dirigible elíptico.

Otra alternativa fue el dirigible híbrido que, comparado con un dirigible convencional, puede hacerse más pequeño y no necesita de un peso para que aumente su estabilidad ni para el control de altitud.

Generalmente esta aeronave se diseña para aplicaciones de levantamiento pesado, sus alas giratorias proporcionan sustentación estática incluso cuando se maniobra verticalmente, como si fuera un helicóptero. Adicional este diseño requiere un rotor más pequeño, con una pista de despegue más corta.

Otra alternativa propuesta fue un dirigible alado, cuyo control sea como el de un aeroplano convencional. La alta maniobrabilidad de este tipo de aeronave se contrapone a la concentración de fuerzas de arrastres que se crean en las aletas y la necesidad de que este aerostato se mueva a velocidades relativamente mayores que un aerostato convencional.

Es por ello por lo que la estructura de este tipo de aeronave tiene que ser diseñada de tal manera que compense todos los efectos físicos que produce su superficie, implicando mayor costo en su construcción.

Por último, se propuso como alternativa un dirigible de sustentación, cuyo diseño tiene una configuración de aeronave en la que el propio cuerpo del aerostato produce elevación.

En contraste con un dirigible alado, la elevación de este aerostato se da por el propio fuselaje de la aeronave y no por aletas convencionales. El diseño de este aerostato de sustentación minimizaría la resistencia y la estructura de un ala para vuelos a mayor velocidad, implicando desafíos para una seguridad de vuelo adecuada.

2.2.2 Selección de la Mejor Alternativa

A partir de las alternativas anteriormente mencionadas, se realizó una matriz de decisión para seleccionar, de entre varias opciones, la alternativa que solucione la problemática planteada.

Tabla 2.1 Matriz de decisión.

Alternativas	Dirigible Elíptico	Dirigible Híbrido	Dirigible Alado	Dirigible de Sustentación
Costo 25%	5	1	3	2
Peso 20%	5	4	2	2
Control y Estabilidad 20%	4	5	3	3
Movilidad 10%	3	5	4	4
Ergonomía 15%	4	5	3	3
Viabilidad 10%	5	4	4	3
Total	4.45	3.70	3.00	2.65

Como se observa en la Tabla 2.1, la alternativa seleccionada fue un modelo elíptico, ya que presenta una mejor eficiencia en cuanto a la estabilidad y sustentación.

2.2.3 Diseño de Forma

El diseño de forma del aerostato elíptico se muestra en la Figura 2.1. La aeronave está controlada remotamente por radio frecuencia. La membrana o globo elíptico está lleno de helio, el cual será el gas sustentador.

El tamaño de la góndola se decidió para incluir en ella la carga útil, entre otros elementos que componen el sistema de potencia, el sistema de control por radio frecuencia y el sistema de vigilancia.

Las aletas fueron escogidas acordes a perfiles aerodinámicos, y fueron ubicadas de tal manera que disminuyan en gran medida el arrastre y estabilicen la aeronave para mejor maniobrabilidad.

El sistema de potencia y el sistema de control por radiofrecuencia fueron escogidos acorde a la demanda de potencia de la aeronave y a la carga útil.

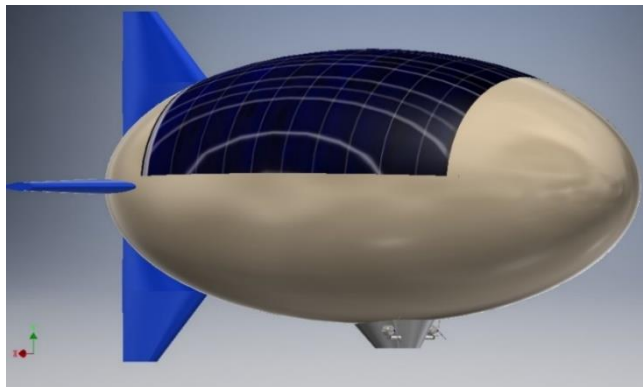


Figura 2.1 Diseño de forma del aerostato.

2.3 Diseño Ingenieril y Selección de Elementos

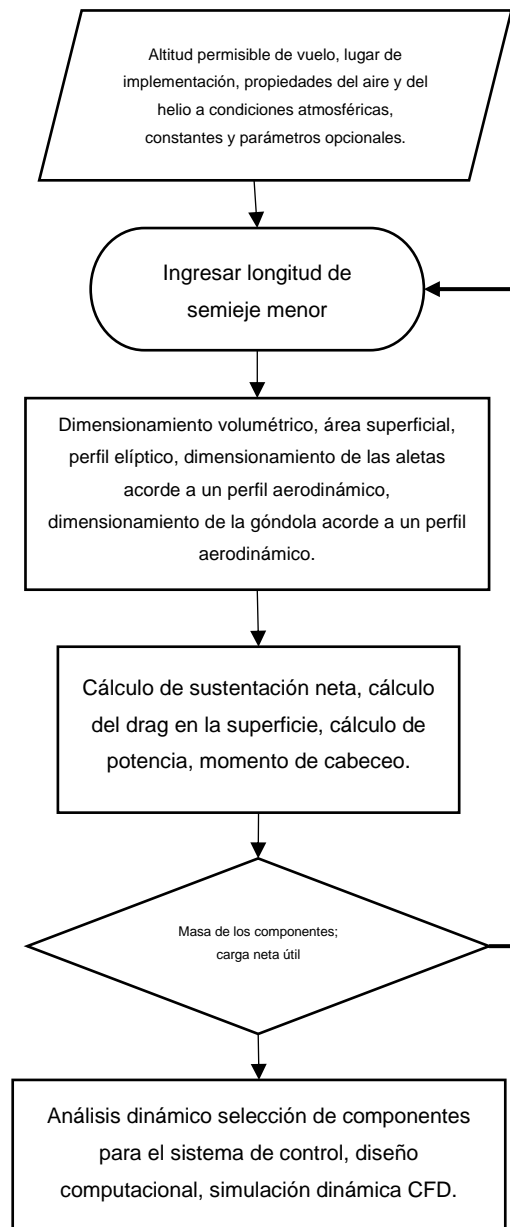
El proceso de dimensionamiento del aerostato fue en base a la carga útil planteada en los objetivos. Partiendo de una altitud de vuelo permisible según la FAA y establecido el campo de implementación de la aeronave, se encontraron las propiedades del aire y del helio a las condiciones planteadas.

Como primera estimación, se dio un valor de semeje menor para el perfil elíptico convencional, para luego dimensionar el elipsoide con base a la Figura 2.2. Se estimaron perfiles aerodinámicos para la góndola y las aletas que se ajusten al dimensionamiento volumétrico, para luego conocer la aerostática de la aeronave, su arrastre y la sustentación que se podría alcanzar.

Con esto, se estimaron valores de potencia y selección de motores y propulsores para el sistema. Estimando las masas de los componentes seleccionados y, conociendo la sustentación máxima, se calculó la carga útil del aerostato.

En caso de no cumplir con el objetivo, se itero nuevamente con un nuevo valor de semeje menor para volver a dimensionar el elipsoide, hasta que finalmente se consiguió la sustentación deseada.

Con lo dicho anteriormente, a continuación, se muestra el diagrama de flujo del proceso de diseño:



2.3.1 Dimensionamiento Volumétrico

El dimensionamiento volumétrico del elipsoide dependerá de la capacidad de carga del aerostato. Para una primera estimación del volumen de la

membrana, siendo esta un perfil elíptico en vista lateral, se escogió una relación de semieje mayor respecto a semieje menor de 8/3. Con una longitud del semieje menor de 1.75 m y una longitud de semieje mayor de 4.5 m, según la Figura 2.2, el volumen del elipsoide será de aproximadamente 58 m³.

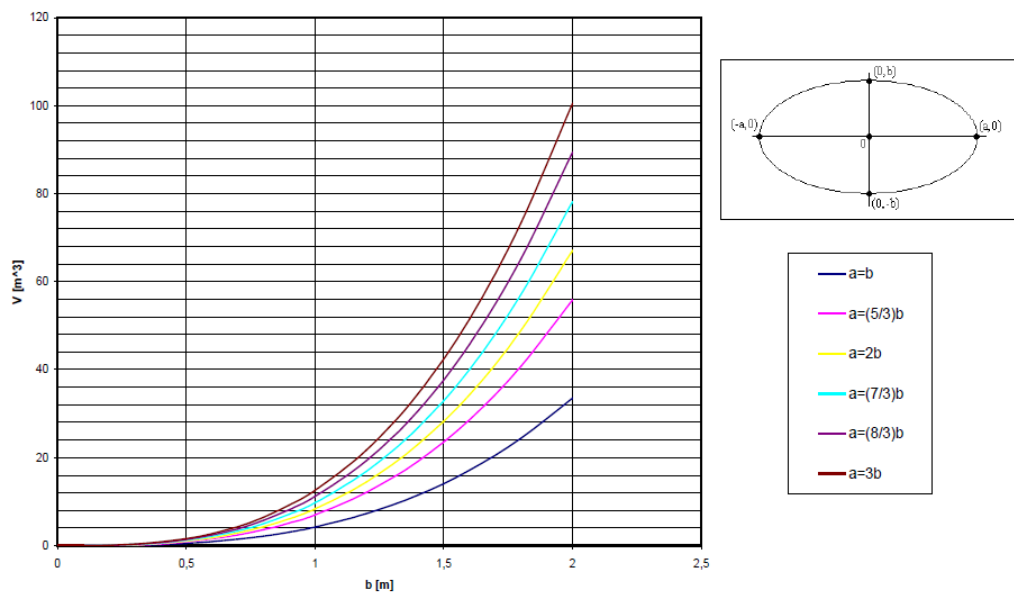


Figura 2.2 Comportamiento de perfiles elípticos. (Khoury, 2012)

2.3.2 Aerostática

El principio fundamental de flotabilidad de un aerostato es la sustentación estática. Este principio físico afirma que un cuerpo, parcial o totalmente sumergido en un fluido, experimentará una fuerza de empuje hacia arriba igual al peso de fluido desplazado (Shames, 2003). La fuerza de sustentación está relacionada por la diferencia de pesos específicos entre el helio y el aire a condiciones atmosféricas estándar, además del volumen de fluido desplazado:

$$L = (\rho_{aire} - \rho_{helio}) \cdot g \cdot V \quad (2.1)$$

Donde:

- L : es la fuerza de sustentación, en N ;
- ρ_{aire} : es la densidad del aire atmosférico a 100 m de altura sobre el nivel del mar, igual a 1.25 kg/m^3 ;
- ρ_{helio} : es la densidad del helio atmosférico al 97% de pureza, igual a 0.169 kg/m^3 ;
- g : es la aceleración de la gravedad terrestre, igual a 9.81 m/s^2 ;
- V : es el volumen del globo aerostático, en m^3 .

Con esta sustentación estática, la masa que puede levantar el helio es igual a la relación entre la fuerza de sustentación y la aceleración de la gravedad:

$$m = \frac{L}{g} \quad (2.2)$$

Donde:

- m : es la masa de todos los componentes que incluyen el aerostato incluida la carga de trabajo, en kg .

Para un volumen de 58 m^3 , se tiene una sustentación de 608.44 N , pudiendo el helio levantar una carga máxima de aproximadamente 62 kg .

Técnicamente hablando, la única estabilidad estática real es la que existe cuando los propulsores están parados. En esta condición, el aerostato es estáticamente estable si tiende a regresar a la condición inicial de movimiento constante, siempre que se perturbe levemente con ese movimiento.

Este requisito no depende del plano en el que se produce la desviación del movimiento estable y, como se mostrará más adelante, una aeronave es

estáticamente inestable para diferentes ángulos de ataque, lo cual se controla con el movimiento de las aletas (Khoury, 2012).

2.3.3 Aerodinámica

La estabilidad dinámica es la estabilidad efectuada por la acción de corrientes de aire efectuadas sobre la superficie del aerostato. Si no fuera por estas superficies, las aeronaves se volverían ingobernables a velocidades muy lentas (Airship Aerodynamics TM 1-320, 1941).

Las fuerzas de arrastre producidas por el flujo axial del viento sobre el aerostato influyen más en la superficie de la membrana, debido a su gran volumen y área frontal. Para el cálculo del coeficiente de arrastre existen ecuaciones empíricas propuestas por Prandtl – Schlichting (ver Apéndice B), cuyas ecuaciones consideran el coeficiente de fricción de superficie en función del número de Reynolds.

El cálculo de la fuerza de arrastre para todos los elementos que conforman el aerostato se hizo bajo las siguientes asunciones: a) no se tomó en cuenta los efectos de protuberancias de las cubiertas de los motores y la región de la cabina, b) se supuso superficie rugosa y c) se tomó la densidad del aire en la atmosfera estándar a 100 m de altura.

El coeficiente de arrastre viene dado por el número de Reynolds, el cual determina el régimen en que se encuentra el fluido:

$$Re = \frac{\rho_{aire} \cdot v \cdot l}{\mu} \quad (2.3)$$

Donde:

- l : es la longitud axial del elipsoide, siendo dos veces la longitud del semieje mayor, igual a 9 m;
- ρ_{aire} : es la densidad del aire a 100 m de altura sobre el nivel del mar, igual a 1.25 kg/m³;

- v : es la velocidad del viento promedio en Guayaquil, igual a 10 m/s ;
- μ : es la viscosidad dinámica del aire a 100 m de altura sobre el nivel del mar, igual a $1.80(10^{-5}) \text{ kg/m} \cdot \text{s}$.

Con base al número de Reynolds, de la Figura 2.3 se escoge el coeficiente de arrastre de la membrana. Para velocidades del viento en Guayaquil (ver Apéndice C) se tiene que bajo cualquier circunstancia el régimen siempre será turbulento, por lo que fue conveniente asumir que el coeficiente de arrastre del elipsoide es de 0.06.

Forma	C_D	C_D	
		Flujo laminar	Flujo turbulento
Disco	1.17		
Cono de 60°	0.49		
Cubo	1.05		
	0.80		
Copa hueca	0.38		
	1.42		
Hemisferio sólido	0.38		
	1.17		
Esfera	-0	0.47	0.27
Elipsoide de revolución			
2:1		0.27	0.06
4:1		0.20	0.06
8:1		0.25	0.13

Figura 2.3 Coeficientes de arrastre para cuerpos tridimensionales. (Shames, 2003)

Para el coeficiente de arrastre de la góndola y las aletas se adoptó un perfil aerodinámico, obteniendo los coeficientes de arrastre acorde a la Figura 2.4.

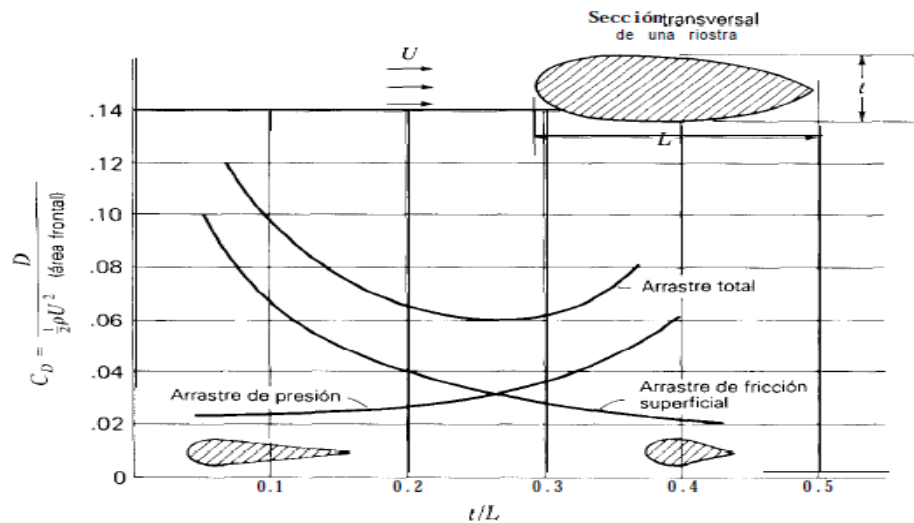


Figura 2.4 Coeficientes de arrastre para una familia de riostras en función de su ratio de espesor. (Shames, 2003)

La fuerza de arrastre que experimenta cada elemento, siendo estos la membrana, la góndola y las aletas, viene dada por la ecuación del arrastre:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho_{\text{aire}} \cdot A \cdot v^2 \quad (2.4)$$

Donde:

- F_D : es la fuerza de arrastre, en N ;
- C_D : es el coeficiente de arrastre, adimensional;
- ρ_{aire} : es la densidad del aire a 100 m de altura sobre el nivel del mar, igual a 1.25 kg/m^3 ;
- A : es el área de proyección del objeto en un plano perpendicular a la dirección del viento, en m^2 ;

La fuerza de arrastre total que experimenta el aerostato es la suma de las fuerzas de arrastre producidas por cada uno de estos tres elementos: membrana, góndola y las cuatro aletas.

La Tabla 2.2 muestra el arrastre individual de cada uno de estos componentes, así como el arrastre total que se produce en el aerostato.

Tabla 2.2 Fuerzas de arrastre producidas en el aerostato.

	Membrana	Góndola	Aletas
Coeficiente de arrastre, C_D	0.06	0.1	0.12
Área superficial, A	9.62	0.63	1.93
Fuerza de arrastre, F_D	35.36	3.86	56.77
Fuerza de arrastre total, $F_{D-total}$, en N			95.99

La potencia requerida para el movimiento axial del aerostato se estima mediante la fuerza de arrastre total y la velocidad del viento promedio en Guayaquil:

$$P = \frac{F_{D-total} \cdot v}{550} \quad (2.5)$$

Donde:

- P : es el requerimiento de potencia para el movimiento axial, en HP ;
- $F_{D-total}$: es la fuerza de arrastre total, en N .

Para la fuerza de arrastre total, como se muestra en la Tabla 2.2, el requerimiento de potencia es de aproximadamente 1.29 HP .

2.3.4 Estabilidad y Control del Elevador

El concepto de estabilidad se aplicó bajo el mismo principio usado en los aviones convencionales, el cual tiene como objetivo equilibrar los momentos generados en la nariz del aerostato, también llamado momento de cabeceo y el momento en la cola causado por la fuerza de sustentación, como se indica en la Figura 2.5 (Stockbridge, Ceruti , & Marzocca, 2012).

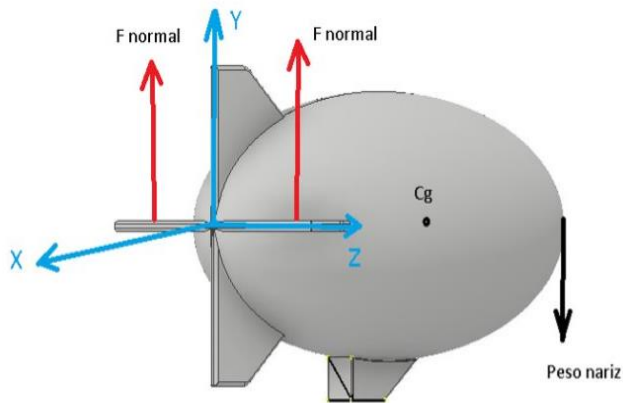


Figura 2.5 Análisis de fuerzas en el aerostato.

Para evitar problemas de inestabilidad, se debió acortar al máximo la distancia horizontal entre el centro de gravedad del aerostato y el centro de sustentación que lo proporciona el fluido. El momento de cabeceo que se da en la nariz se determinó mediante la teoría de flujo potencial desarrollada por el investigador y físico Munk (Munk, 1924), la cual predice la distribución normal de la fuerza aerodinámica asumiendo un modelo de cuerpo delgado.

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho_{aire} \cdot v^2 \cdot \nabla \cdot (K_2 - K_1) \cdot \sin(2\alpha) \quad (2.6)$$

Donde:

- M : es el momento de cabeceo en la nariz, en $N \cdot m$;
- K_2, K_1 : son coeficientes empíricos para elipsoides;
- α : es el ángulo de ataque entre la cuerda geométrica del perfil elipsoidal con la dirección axial del aire incidente, en *grados*.

Los coeficientes K_2, K_1 se lo obtiene a partir del ratio de espesor, es decir, la relación entre el semieje menor de la elipse respecto al mayor. La Tabla 2.3 muestra los valores de dichos coeficientes acorde al ratio de espesor.

Tabla 2.3 Coeficientes K_2 , K_1 respecto al ratio de espesor. (Munk, 1924)

Ratio	Axial, K_1	Transversal, K_2
0.1	0.017	0.96
0.111	0.02	0.955
0.125	0.025	0.95
0.143	0.03	0.94
0.167	0.05	0.92
0.2	0.07	0.89
0.25	0.09	0.86
0.333	0.12	0.8
0.5	0.21	0.7
0.1	0.5	0.5

Para un ratio de espesor de 1.75/4.5 se tiene que los coeficientes K_2 y K_1 son 0.78 y 0.145, respectivamente.

El hull es afectado por la sumatoria de momentos de manera que la ecuación del momento en función del ángulo de incidencia del aerostato, por lo que se estableció un rango amplio de ángulos y obtener así un valor crítico de momentos, que deberán ser balanceado por los servomotores que controlan los alerones mediante la expresión:

$$M = 2290.76 \cdot \sin(2\alpha) \quad (2.7)$$

Tabla 2.4 Angulo de incidencia del aerostato y momento Pitch de equilibrio que deben ser ejecutados por los servomotores.

Alpha, <i>grados</i>	Alpha, <i>Radianes</i>	Momento, $N \cdot m$
0	0	0
1	0.017453293	78.3472761
2	0.034906585	156.599098
3	0.052359878	234.660128
4	0.06981317	312.435261

5	0.087266463	389.82974
6	0.104719755	466.749271
7	0.122173048	543.10014
8	0.13962634	618.789326
9	0.157079633	693.724611
10	0.174532925	767.814701
11	0.191986218	840.969326
12	0.20943951	913.09936
13	0.226892803	984.116922
14	0.244346095	1053.93549
15	0.261799388	1122.47
-1	-0.01745329	-39.1796053
-2	-0.03490659	-78.3472761
-3	-0.05235988	-117.491082
-4	-0.06981317	-156.599098
-5	-0.08726646	-195.659413
-6	-0.10471976	-234.660128
-7	-0.12217305	-273.589364
-8	-0.13962634	-312.435261
-9	-0.15707963	-351.185988
-10	-0.17453293	-389.82974
-11	-0.19198622	-428.354746
-12	-0.20943951	-466.749271
-13	-0.2268928	-505.00162
-14	-0.2443461	-543.10014
-15	-0.26179939	-581.033227

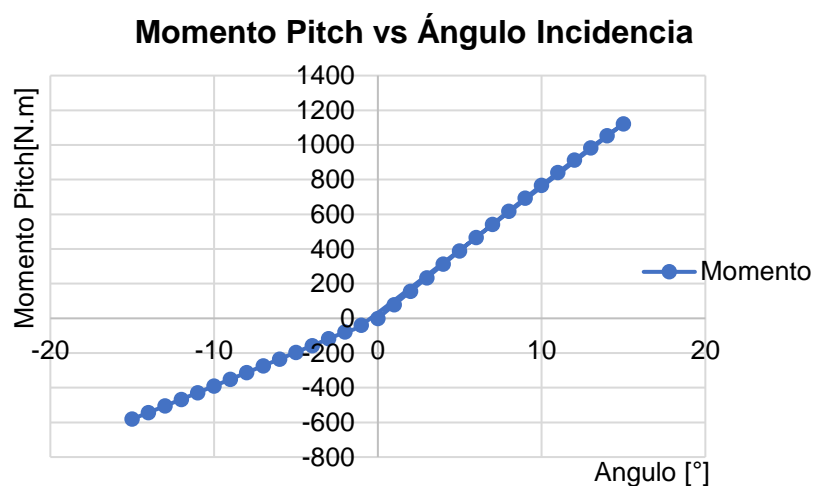


Figura 2.6 Momentos de cabeceo para distintos ángulos del aerostato que los estabilizadores deben suplir.

2.3.5 Selección de Perfiles

El perfil aerodinámico de la góndola lo elegimos en base a su ratio de espesor que es 41.6 %, posteriormente comparamos que el valor del coeficiente de arrastre teórico sea lo más similar al coeficiente de arrastre que nos puede brindar el perfil. Hemos seleccionado un perfil NACA que no presente turbulencias en el borde de nuestro perfil seleccionamos el perfil NACA 0041 (eg 2412), el cual bajo una velocidad del viento de 10 m/s presenta un campo de fluido continuo sin turbulencias.

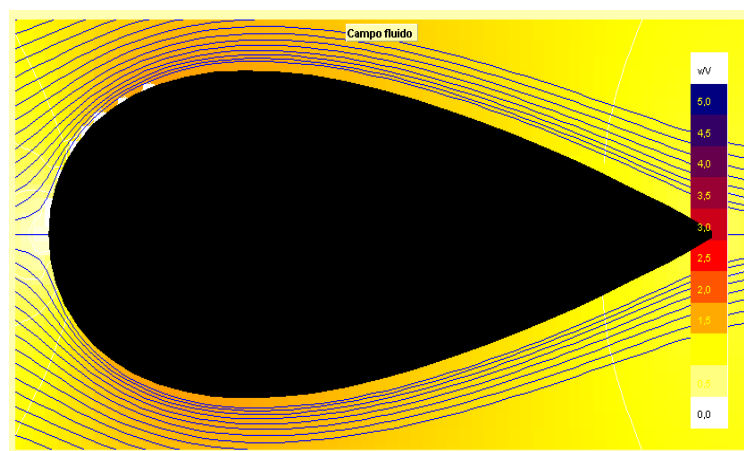


Figura 2.7 Líneas de corriente de velocidades del perfil NACA 0041.

Para el número de Reynolds dado obtenemos la siguiente tabla de coeficientes de arrastre para distintos ángulos de ataque:

Nombre = NACA 0041

Mach = 0; Re = 6000000; T.E. = 1,0; T.I. = 1,0

Tabla 2.5 Coeficientes de arrastre para perfil NACA 0041 en función del ángulo de ataque.

A	Cl	Cd	Cm 0.25	T.U.	T.L.	S.U.	S.L.	L/D	A.C.	C.P.
[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
0.0	-0.000	0.01978	-0.000	0.262	0.262	0.931	0.931	-0.000	0.302	0.250

1.0	0.145	0.01992	-0.008	0.253	0.273	0.924	0.938	7.275	0.302	0.302
2.0	0.289	0.02011	-0.015	0.238	0.290	0.914	0.944	14.349	0.302	0.302
3.0	0.431	0.02041	-0.023	0.225	0.304	0.905	0.949	21.122	0.303	0.302
4.0	0.572	0.02074	-0.030	0.216	0.317	0.894	0.955	27.568	0.303	0.302
5.0	0.711	0.02113	-0.037	0.209	0.334	0.884	0.960	33.646	0.303	0.302
6.0	0.848	0.02181	-0.045	0.196	0.352	0.871	0.964	38.880	0.303	0.303
7.0	0.982	0.02264	-0.052	0.185	0.367	0.857	0.967	43.396	0.303	0.303
8.0	1.114	0.02350	-0.059	0.177	0.388	0.843	0.970	47.416	0.304	0.303
9.0	1.244	0.02447	-0.066	0.171	0.406	0.829	0.974	50.823	0.304	0.303
10.0	1.370	0.02561	-0.073	0.166	0.426	0.815	0.977	53.499	0.304	0.303

Podemos observar que el coeficiente de arrastre del perfil NACA 0041 coincide con el coeficiente de arrastre teórico calculado con la familia de riostras de la Figura 2.4.

De la misma manera seleccionamos el perfil aerodinámico, TsAGI “B”, en base a la ratio de espesor que fue calculado con el 14 %. Para su selección tomamos en cuenta un perfil que cumpla con un rango amplio de ángulos de ataque.

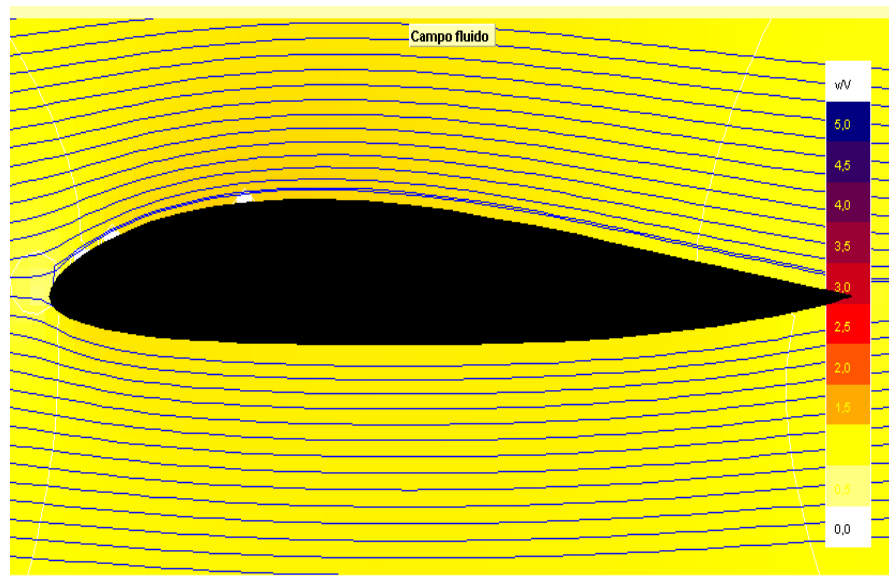


Figura 2.8 Líneas de corriente de velocidades del perfil TsAGI “B”.

Tabla 2.6 Coeficientes de arrastre para perfil NACA 0041 en función del ángulo de ataque.

A	Cl	Cd	Cm 0.25	T.U.	T.L.	S.U.	S.L.	L/D	A.C.	C.P.
[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
0.0	0.075	0.00515	0.007	0.331	0.568	1.000	0.998	14.506	0.269	0.160
1.0	0.197	0.00499	0.004	0.309	0.668	1.000	0.998	39.401	0.269	0.228
2.0	0.318	0.00510	0.002	0.287	0.716	1.000	0.998	62.483	0.270	0.244
3.0	0.440	0.00468	-0.001	0.263	0.753	1.000	0.998	93.996	0.270	0.251
4.0	0.561	0.00494	-0.003	0.240	0.777	0.996	0.998	113.503	0.271	0.255
5.0	0.681	0.00525	-0.006	0.215	0.800	0.994	0.998	129.613	0.271	0.258
6.0	0.800	0.00565	-0.008	0.187	0.818	0.992	0.998	141.468	0.272	0.260
7.0	0.917	0.00557	-0.011	0.158	0.838	0.989	0.999	164.722	0.273	0.262
8.0	1.026	0.00820	-0.013	0.122	0.850	0.980	0.999	125.170	0.275	0.263
9.0	1.127	0.00986	-0.016	0.065	0.865	0.960	0.999	114.303	0.278	0.264
10.0	1.207	0.01262	-0.019	0.011	0.878	0.910	0.999	95.681	0.281	0.265

2.3.6 Diseño del Eje

Para el diseño del eje se asumió un diámetro para luego comprobar por análisis estático si el material falla. Se eligió una varilla hueca de 50.92 mm con 3 mm de espesor.

Cada motor U10 PLUS KV 100 tiene un peso de 508 gramos, incluidos cables, más el soporte donde estarán apoyados, el peso del conjunto es de aproximadamente 514 gramos.

En base a esto se elaboró el respectivo diagrama de cuerpo libre de la Figura 2.9 y los diagramas de fuerza cortante y momento flector de las Figuras 2.10 y 2.11, respectivamente. Se asumió que el eje es de un material isotrópico y homogéneo de sección constante.

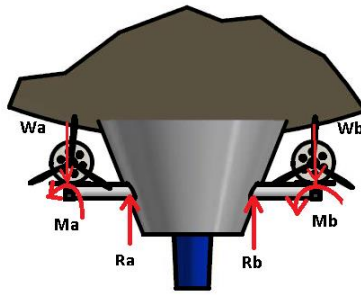


Figura 2.9 Diagrama de cuerpo libre para el análisis estático en el eje.

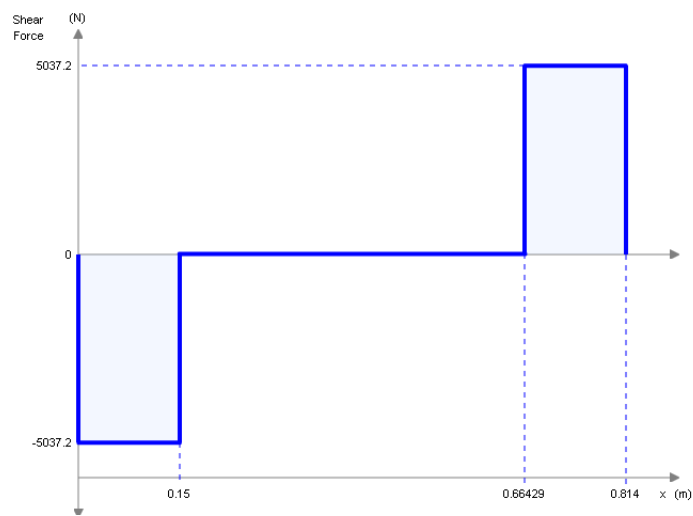


Figura 2.10 Diagrama de fuerza cortante del eje.

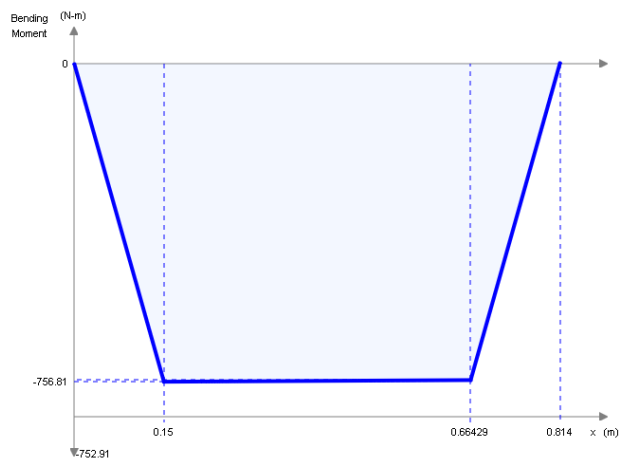


Figura 2.11 Diagrama de momento flector del eje.

En base al diagrama de momento flector, se calculó el esfuerzo máximo axial en el eje en la sección crítica, mediante la expresión:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} \cdot c}{I} \quad (2.8)$$

Donde:

- σ_{max} : es el máximo esfuerzo de flexión, en Pa ;
- M_{max} : es el momento flector máximo en el eje, igual $756 N \cdot m$ según la Figura 2.11;
- c : es la distancia del eje neutro a la cara superior o inferior del eje, la que sea mayor, igual a $0.02546 m$;
- I : es el segundo momento de área de la sección transversal del eje. Dado que es una varilla hueca, su momento de inercia en la sección transversal es igual a la expresión $\frac{\pi}{64}(D_o^4 - D_i^4)$, donde D_i y D_o son diámetros internos y externos, respectivamente.

El esfuerzo máximo de flexión obtenido salió igual a $74.847 MPa$. Teniendo en cuenta esto, se evaluó el factor de seguridad de nuestro diseño de eje. Siendo el eje de material Duraluminio 7075, se tiene una resistencia mecánica de $560 MPa$, con lo que se obtiene el factor de seguridad de la forma $\eta = \frac{560 MPa}{74.847 MPa} = 7.48$, observando que el eje no fallará.

No fue necesario realizar un análisis de fatiga ya que no hay fuerzas alternantes o fluctuantes representativas, además al ser un factor de seguridad muy alto, se garantiza una mayor confiabilidad en el diseño.

2.3.7 Cálculo de Esfuerzo en la Membrana

Tal como en un eje, la membrana debe sobrellevar un esfuerzo de flexión sobre el eje longitudinal de la membrana elíptica causado por el peso de la góndola denominándose este fenómeno como codo, en donde la parte

superior de la membrana se comprime y la parte inferior se tensa, como se puede observar en la Figura 2.12.

Para evitar este fenómeno debemos calcular la presión mínima a la que se debe suministrar el helio para que no sufra este desperfecto (Munk, 1924). Es válido suponer que el centroide flotación es donde se encuentra todo el peso del dirigible, la manera de calcular el centro de flotación es la siguiente:

$$\bar{X} = \frac{\pi \int xy^2}{V} \quad (2.9)$$

Como se explicó, este momento generará un esfuerzo de flexión que comprimirá la parte superior y tensará la parte inferior de la membrana, este esfuerzo se deduce de la distribución de fuerzas distribuidas a lo largo de cada segmento de volumen de la elipse:

$$dV = \pi \cdot y^2 \cdot dx \quad (2.10)$$

$$dF_{lift} = (\rho_{aire} - \rho_{helio}) \cdot g \cdot dV \quad (2.11)$$

$$dM_{\bar{X}} = dF_{lift} \cdot (x - \bar{X}) \quad (2.12)$$

Donde:

- \bar{X} : es el centro de flotación, en m ;
- x : es la distancia en x a partir del eje longitudinal del aerostato, en m ;
- y : es la distancia en y a partir del eje longitudinal del aerostato, en m ;
- V : es el volumen de la membrana, en m^3 ;
- dF_{lift} : es el diferencial de fuerza de sustentación, en N ;

- $dM_{\bar{x}}$: es el diferencial de momento flector con respecto al centro de flotación, en $N - m$.

Luego hallamos el momento flector teniendo como punto de giro el centro de sustentación, el momento flector tendrá los mismos valores para ambos lados del centro de flotación, y se lo calcula de la siguiente manera:

$$M_{\bar{x}} = (\rho_{aire} - \rho_{helio}) \cdot g \cdot \frac{\pi \cdot b^2}{2} \cdot \left[\frac{a}{2} - (\bar{X})^2 + \frac{(\bar{X})^4}{2a} \right] \quad (2.13)$$

Donde:

- a : es la longitud del semieje mayor del aerostato, en m ;
- b : es la longitud del semieje menor del aerostato, en m .

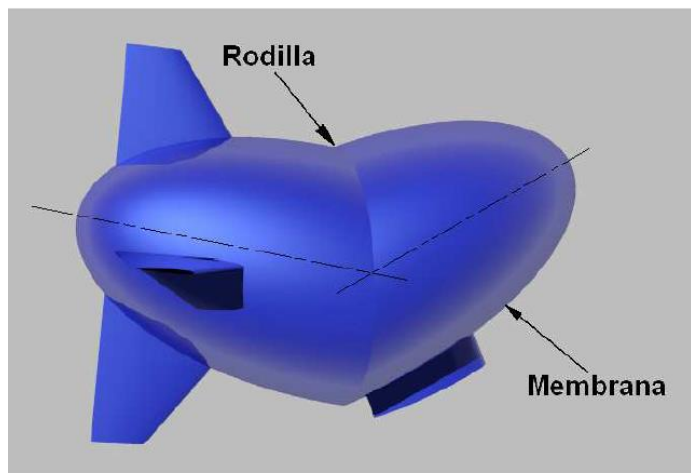


Figura 2.12 Fenómeno de Rodilla en un aerostato. (Khoury, 2012)

De esta forma el momento flector en la membrana se calcula como:

$$\sigma_{L, Flexión} = \frac{M_{\bar{x}} \cdot r}{\pi \cdot r^3 \cdot t} \quad (2.14)$$

Donde:

- $\sigma_{L, Flexión}$: es el esfuerzo de flexión en la membrana, en Pa ;
- r : es la distancia del punto de flotación al semieje menor, en m ;
- t : es el espesor de la membrana, en m .

Para garantizar que el esfuerzo de flexión no genere el fenómeno de codo en la membrana se deberá garantizar que el esfuerzo longitudinal de tensión debido a la presión interna sea mayor o igual al de flexión, de esta manera tenemos:

$$\sigma_{L, Pi} - \sigma_{L, Flexión} \geq 0 \quad (2.15)$$

$$\frac{P_i \cdot r}{2t} - \frac{M_{\bar{x}} \cdot r}{\pi \cdot r^3 \cdot t} \geq 0 \quad (2.16)$$

$$P_i \geq \frac{2M_{\bar{x}}}{\pi \cdot r^3} \quad (2.17)$$

Donde:

- $\sigma_{L, Pi}$: es el esfuerzo longitudinal de tensión; en Pa ;
- P_i : es la presión interna en la membrana; en Pa .

De esta manera queda definida la presión mínima que se deberá suministrar al helio para poder evitar el fenómeno de codo.

A sabiendas que a medida que el aerostato asciende la densidad del aire disminuye y en consecuencia la presión interna aumentará generándose esfuerzos cíclicos, sin embargo, nuestra altura de operación no supera los 200 metros, por esa razón asumiremos que no existirán esfuerzos cíclicos.

Tal como en un tanque a presión, existirán esfuerzos de tensión longitudinales y tangenciales debido a la presión interna, es por eso por lo

que utilizaremos como subíndices L y T, longitudinal y tangencial respectivamente:

$$\sigma_{L,Pi} = \frac{P_i \cdot r}{2t} \quad (2.18)$$

Y el esfuerzo tangencial producido por la presión interna en la membrana se define como:

$$\sigma_{T,Pi} = \frac{P_i \cdot b \cdot (2a)}{t \cdot (2a + 2b + 2t)} \quad (2.19)$$

Finalmente tenemos el esfuerzo Von Misses que deberá ser comparado con el esfuerzo de fluencia del material para comprobar si la misma falla:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{(\sigma_{L,Pi} + \sigma_{L,Flexión})^2 + (\sigma_{T,Pi})^2 - [(\sigma_{L,Pi} + \sigma_{L,Flexión}) \cdot \sigma_{T,Pi}]} \quad (2.20)$$

Donde:

- σ_{VM} : es el esfuerzo de Von Misses, en Pa .

La presión que ejercen los cables que sostienen la góndola sobre la membrana no deben sobrepasar a la presión interna porque puede ocasionar marcas en la misma.

Se muestra a continuación la forma de calcular la presión que desempeña cada cable es:

$$P_{cable} = \frac{m \cdot g}{A_{cable}} \quad (2.21)$$

$$P_{cable} \leq P_i \quad (2.22)$$

Donde:

- m : es la masa que soporta cada cable, en kg ;

- A_{cable} : es el área del cable en contacto con la membrana, en m^2 .

2.3.8 Control del Aerostato

Para nuestro objetivo, se implementó un sistema por radio control el cual cubre una banda de frecuencias de 2.4 GHz , garantizando una transmisión de radio a larga distancia libre de interferencias de hasta 2.3 Km , con opción aumentar el mismo con un amplificador para radio. Se realizó la selección del controlador que presente el mayor alcance posible para satisfacer las condiciones de la aplicación.

El objetivo fue usar una interfase humano – maquina (HMI) que sea útil para monitorear y controlar la aeronave desde un monitor o gafas. A continuación, se muestra las variables a controlar, circuitos utilizados y finalmente la importancia de cada componente.

Se controló el ascenso y descenso del aerostato desalojando o ingresando aire al ballonets, de esta forma se infla el ballonets para ganar más peso ya que el aire es más denso y así hacer descender el aerostato y se expulsa el aire para ganar sustentación y altitud, como se muestra en la Figura 2.13 y 2.14.

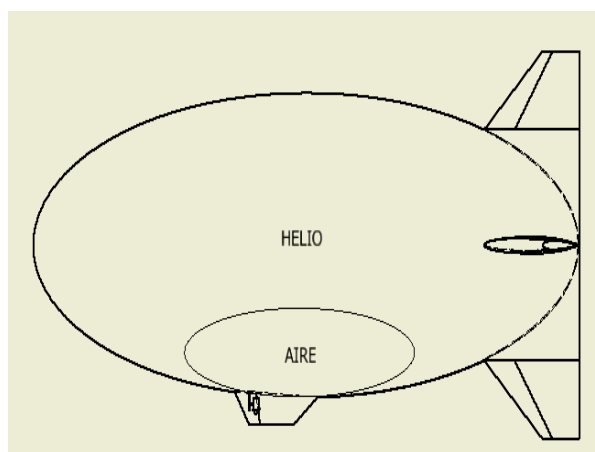


Figura 2.13 Sistema de ballonets inflados para el control de descenso.

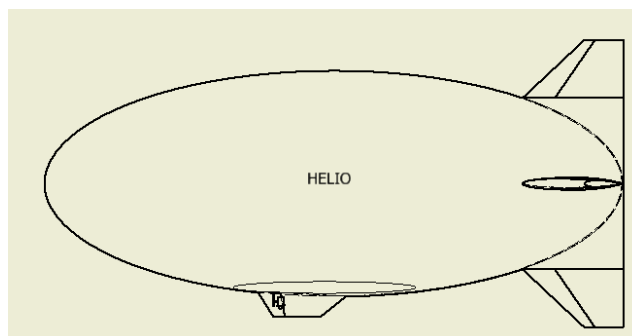


Figura 2.14 Sistema de ballonets desinflados para el control de ascenso.

Para llevar a cabo el ascenso y descenso se propuso la selección del siguiente motor trifásico sin escobilla que se encargará de inflar y desinflar el ballonets para darle más peso al dirigible o más sustentación.

Sus características van acordes con la energía eléctrica proporcionada por las baterías lipo o por algún panel solar, con un voltaje nominal de 24 V y una corriente de 2.3 A , el cual posee un empuje hacia delante de 17.5 Kgf y un empuje trasero de 7 Kgf de manera que es idóneo para a funcionar como extractor o bomba.

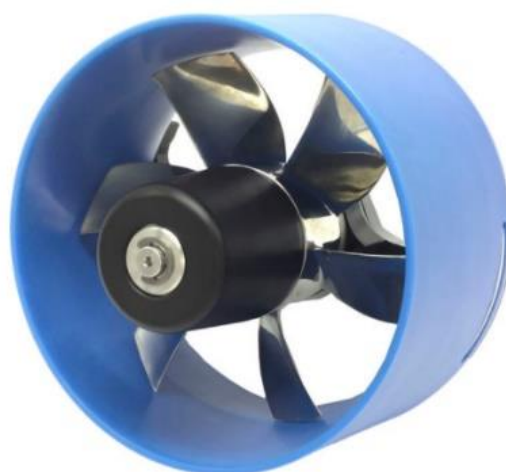


Figura 2.15 Motor Brushless ultraligero para la extracción y bombeo de aire en los ballonets.

Este sistema se compone de un motor BLDC, como se muestra en la Figura 2.15, donde la entrada o salida de aire es suministrada por la válvula que será accionada por una señal de control PWM proveniente del receptor.

También el motor será conectado a un controlador de velocidad con inversión de giro, que varía la frecuencia de alimentación trifásica del motor con la finalidad de que funcione como extractor y como bomba, como se muestra en el diagrama de la Figura 2.16.

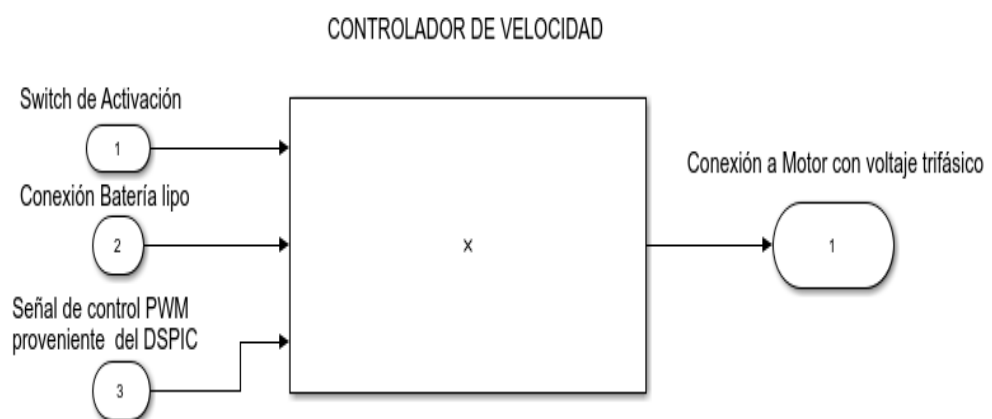


Figura 2.16 Diagrama de bloques, tres entradas y una salida del controlador de velocidad. (Stockbridge, 2012)

Para el control de dirección del aerostato, se implementaron servo motores estándar, los cuales convierten las señales PWM en un movimiento mecánico que procesan la información más rápido que un servo motor analógico y son alimentados con 4.8 V de la placa de poder PDB con una velocidad de 0.12 segundos por grado.

Por dentro, tiene un conjunto de engranajes que reducen las revoluciones por minuto, pero aumentan el torque a 1.3 Kg – cm, además posee un brazo de aluminio para poder generar un brazo de palanca suficiente para vencer la inercia de los alerones.

Estas señales PWM o modulación por ancho de pulso controlan la rotación del brazo en base dependiendo de la ampliación o reducción del de la duración del pulso, siendo la velocidad de rotación dependiente del voltaje suministrado.

Para nuestro sistema de control, se alimenta a 4.8 voltios y estos se conectan como mecanismos de 4 barras a los alerones como se puede observar en la Figura 2.17 y la válvula de paso de aire. La Tabla 2.7 muestra la respuesta en tiempo de los servomotores para controlar la posición angular.

Tabla 2.7 Anchos de pulsos para controlar la posición angular de un servo motor estándar.

Angulo	Milisegundos
- 90	0.5
- 45	0.9
Centro	1.5
+ 45	2.1
+ 90	2.5



Figura 2.17 Sistema de servo motor – barras implantado al ala del aerostato para el control de vuelo desde tierra. (George, 2007)

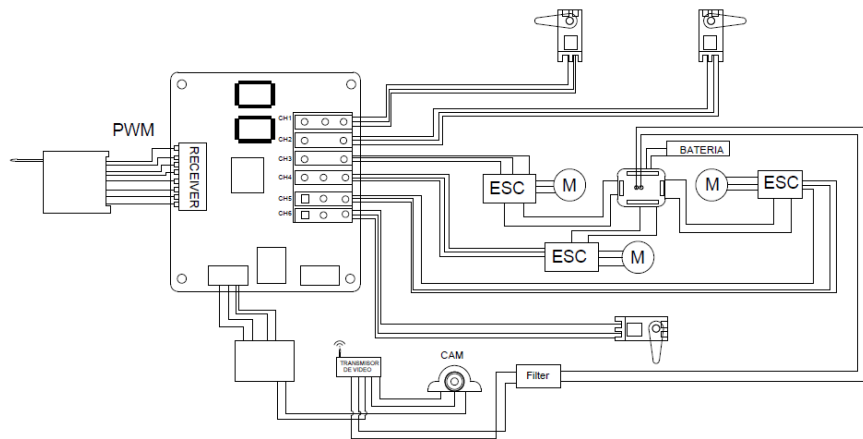


Figura 2.18 Circuito electrónico del control del dirigible.

En la Figura 2.18 se observa el circuito, cuya señal es enviada desde tierra con frecuencia de 2.4 GHz a la antena del receptor, ubicada en el aerostato. Este codifica la frecuencia en una señal PWM mandando la orden a los 6 canales, además de ser alimentado a 6 VDC , envía órdenes a los dos servomotores que accionan los alerones. Un servomotor acciona el timón de dirección de la aeronave y dos motores brushless controlan la propulsión y el movimiento lineal del aerostato. Todos los motores están conectados a una tarjeta de PDB (*Power Distribucion Board*) que, alimentado por una batería lipo, proporciona el voltaje necesario para los seis dispositivos. La cámara FSP se conecta a un transmisor de video y a la vez es alimentada por la placa de distribución de poder, completando el circuito.

Para el monitoreo seleccionaremos una micro cámara FPV, como se muestra en la Figura 2.19. Este dispositivo envía la señal al transmisor, luego este envía la señal a tierra con pocos microsegundos de latencia a una frecuencia de 5.8 GHz , siendo la misma muy buena para una transmisión de video rápida además de ser económica en el mercado. El transmisor tiene distintas entradas para 5, y 7 a 24 VDC , también una entrada de audio y video.



Figura 2.19 Cámara FPV y transmisor de video.

2.3.9 Sistema de Empuje Vectorial

Este sistema fue pensado en la aerodinámica militar y de drones para brindar la capacidad a los aviones de despegar y aterrizar de manera vertical, esto se logra orientando los propulsores hacia tierra en consecuencia por tercera ley de Newton, el aire empujado por los propulsores provocará una fuerza de reacción en sentido contrario generando que el aerostato ascienda más rápido. Para eso implantaremos un séptimo canal en donde se controle la rotación del eje que aloja los dos motores que funcionan como propulsor y giren 90 grados para llevar a cabo este principio físico. El mismo principio se utiliza para realizar maniobras y darle rotación al aerostato aumentando más la velocidad de un propulsor respecto a otro. La Figura 2.20 muestra el efecto del empuje vectorial para el ascenso y la Figura 2.21 muestra el sistema servo – motor eje.

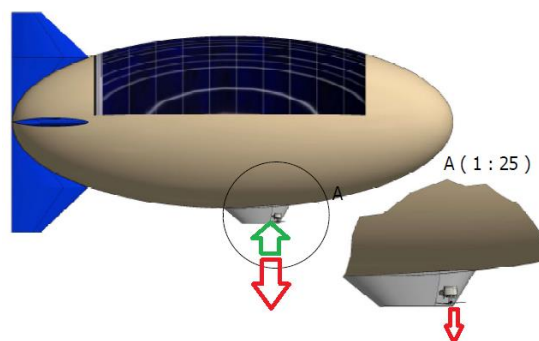


Figura 2.20 Principio de empuje vectorial para facilitar el ascenso del aerostato.

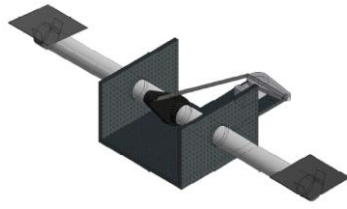


Figura 2.21 Sistema servomotor – eje para la rotación del eje que aloja los motores.

CAPÍTULO 3

3 RESULTADOS Y ANÁLISIS

3.1 Metodología del Análisis de Resultados

Para la realización de la simulación primero se sometió el ensamble del diseño de forma, creado en Autodesk® Inventor®, en el software de simulación ANSYS Workbench, del cual se obtuvieron resultados para 150 iteraciones.

Esta plataforma de simulación fue de gran ayuda para obtener datos relevantes y así optimizar el modelo; como, por ejemplo, de los resultados del análisis de velocidad, por medio de diagrama de colores, se obtuvieron valores máximos 15.11 m/s en la cobertura de la góndola y mínimos de 8.39 m/s en la periferia de la membrana, sirviendo estos datos para un re – diseño del prototipo.

Los pasos a seguir para simular el modelo diseñado fueron:

- se importó el modelo realizado en Autodesk® Inventor®;
- se hizo que todo el ensamble se comporte como un solo sólido;
- se creó un volumen de control por donde el aire fluirá, para esto el volumen debe encerrar nuestro sólido;
- se realizó el mallado correspondiente;
- se estableció el método de iteración e introdujeron propiedades del aire para obtener resultados.

En este apartado se muestran los pasos seguidos para la realización del análisis CFD del modelo, de esta forma podemos observar la creación de una caja para adicionar los parámetros del aire, así como el mallado del modelo.

El modelo matemático escogido para la resolución fue por el método K – ϵ (*Turbulence Model*), ya que da aproximaciones muy buenas en cuanto al análisis de cuerpos aerodinámicos.

En las figuras siguientes se explica un poco el proceso de simulación en CFD para la obtención de resultados.

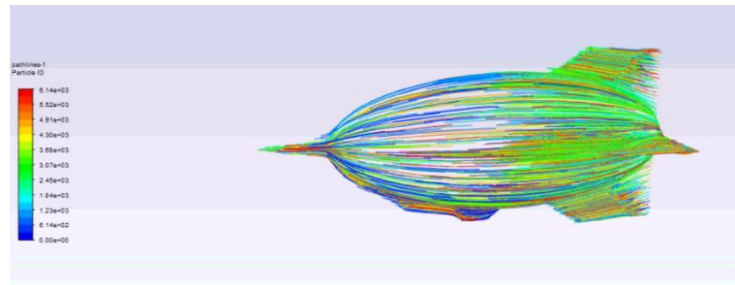


Figura 3.1 Simulación de las líneas de corriente de aire en el modelo de aerostato

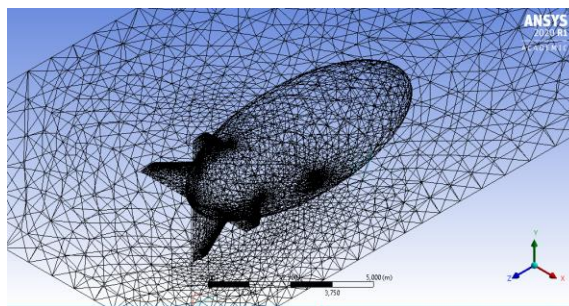


Figura 3.2 Mallado del modelo a simular.

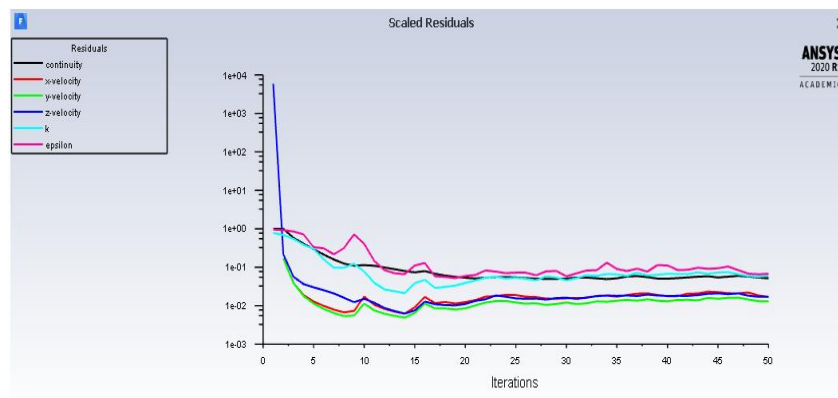


Figura 3.3 Grafica de iteraciones para la simulación por el método épsilon.

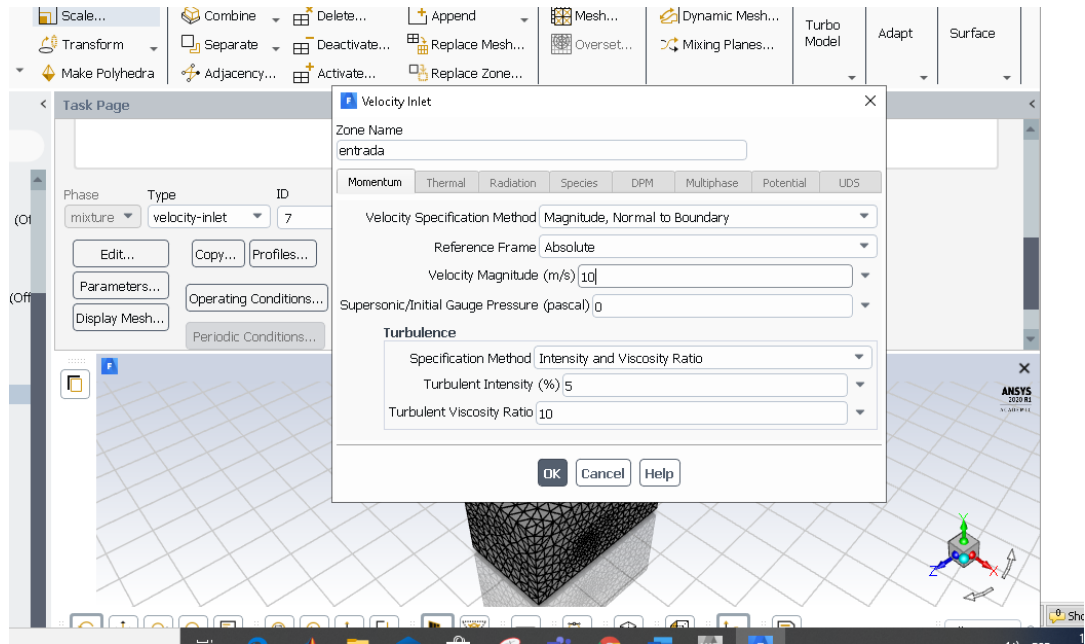


Figura 3.4 Condiciones de frontera a la entrada del volumen de control.

3.2 Análisis de Resultados

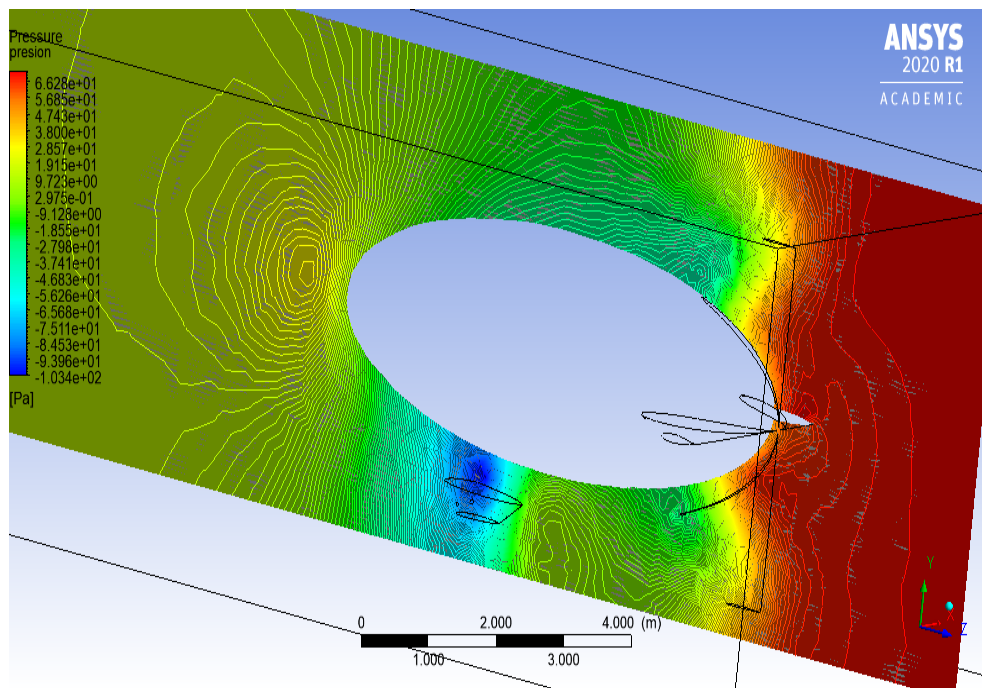


Figura 3.5 Diagrama de colores de presión en el aerostato con velocidad del viento a 10 m/s.

De la Figura 3.5 se observa el diagrama de presiones en el aerostato, podemos ver en el contorno de la góndola una presión aproximada de $29 Pa$, que se puede interpretar como la presión que hace elevar el aerostato, así como una presión ejercida en las alas verticales de $28 Pa$, lo cual es razonable ya que la sustentación de una aeronave se da por una diferencia de presiones.

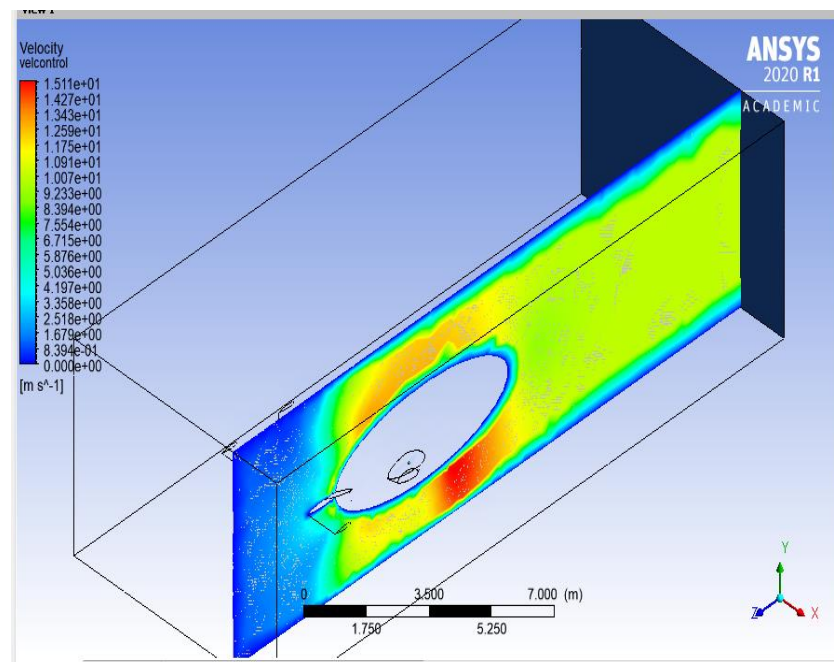


Figura 3.6 Diagrama de colores de velocidad del aerostato en un plano medio con una velocidad del viento del $10 m/s$.

En la Figura 3.6 se observa una distribución de velocidades en el aerostato, representando la velocidad del viento en las condiciones más críticas, que es son $10 m/s$.

De aquí se puede notar que en la góndola hay un aumento de velocidad y, esto es razonable ya que las líneas de corriente provenientes de la forma de la membrana se ven obstruidas por la góndola y su velocidad es aproximadamente de $13.4 m/s$.

Se observa también la velocidad en las alas horizontales que presentan una

velocidad de 6.71 m/s , siendo baja debido al perfil aerodinámico escogido para que las líneas de corriente adopten la forma del ala sin formar perturbaciones y/o turbulencias al finalizar el recorrido del perfil alar.

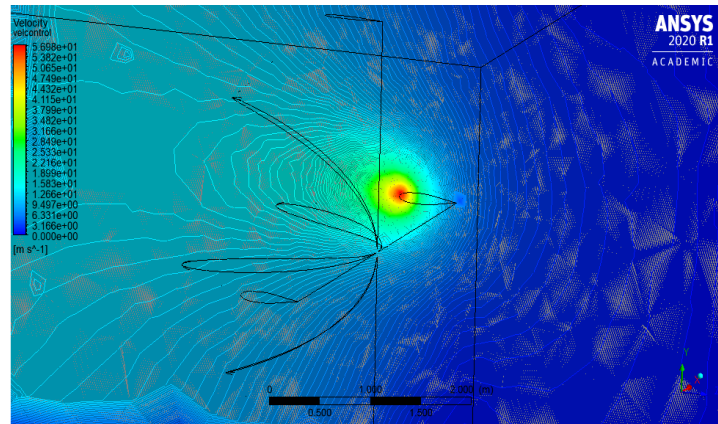


Figura 3.7 Diagrama de colores de velocidades en el ala para una velocidad del viento de 10 m/s .

Mediante resultados cualitativos comprendidos por contornos de presión de velocidad, líneas de corriente y presión del perfil TsAGI "B", se observó una disminución de presión en el contorno superior del perfil de aproximadamente 8 Pa , mientras que en la parte inferior una distribución de presión de 3.137 Pa .

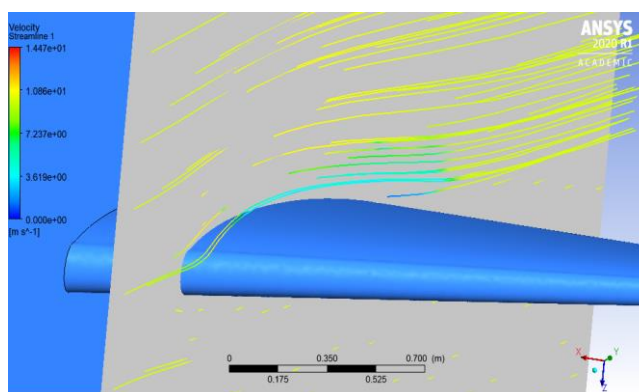


Figura 3.8 Comportamiento de las líneas de corriente y diagrama de colores de velocidades en el ala para una velocidad del viento de 10 m/s .

De los resultados obtenidos de la Figura 3.8, se observa un comportamiento

laminar de las líneas de corriente, sin perturbaciones sobre la superficie alar. Además, no se nota la presencia de vórtices al final del ala, siendo las velocidades dentro de la capa límite entre los 7.237 m/s y los 10.8 m/s . Se observa también que a medida que el aire en contracorriente se acerca a la punta del ala, la velocidad va en descenso comenzando con un máximo de 14.4 m/s y un mínimo de 3.61 m/s .

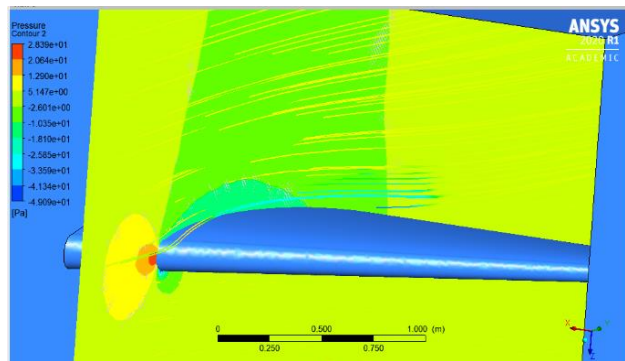


Figura 3.9 Diferencia de presiones en el ala del aerostato.

La presión en el extradós se conserva entre los -18.1 Pa y los -15 Pa , como se muestra en la Figura 3.9. Por otra parte, la presión en el intradós varía de -2.6 Pa a 12.9 Pa , garantizando la sustentación por el principio de Bernoulli.

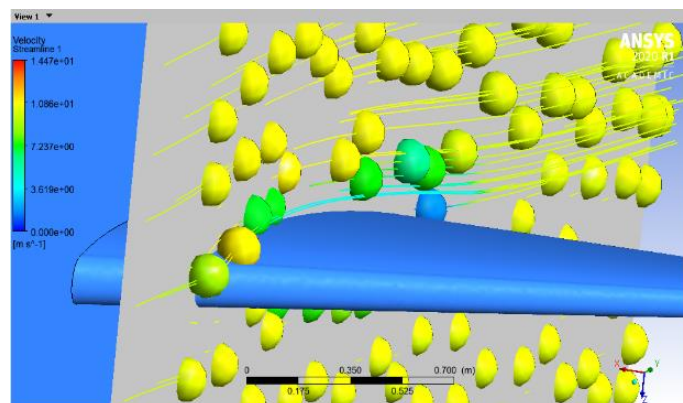


Figura 3.10 Líneas de corriente en forma de partículas pasando por el perfil TsAGI "B".

En la Figura 3.11 se observa el coeficiente de sustentación versus el número de iteraciones. Para este análisis fue necesario aumentar el número de iteraciones a 1800 ya que la gráfica no se estabilizaba en iteraciones pequeñas. Finalmente, el coeficiente de sustentación está entre 0.4 y 0.39.

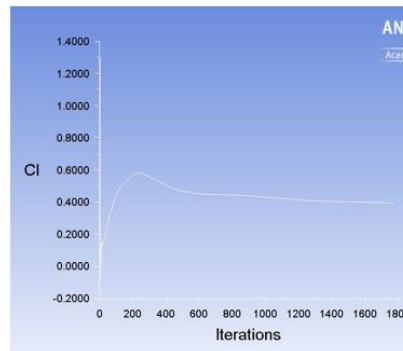


Figura 3.11 Coeficiente de sustentación del aerostato versus número de iteraciones.

De la Figura 3.12 se observa el coeficiente de arrastre del aerostato de aproximadamente 0.094, el cual se acerca al coeficiente de arrastre teórico de la membrana del aerostato de 0.06. Su diferencia se debe a que el software no considera la rugosidad relativa del material además que el coeficiente aumentó debido a que las aletas y la góndola contribuyen un obstáculo adicional para las líneas de corriente del aire.

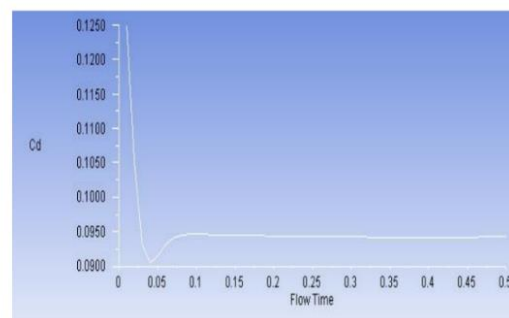


Figura 3.12 Coeficiente de arrastre versus flujo de tiempo.

3.3 Esfuerzos en la membrana

Los esfuerzos se calculan de Ecuación 2.13:

$$M_{\bar{x}} = \left(1.225 \frac{kg}{m^3} - 0.169 \frac{kg}{m^3} \right) \cdot 9.8 \frac{m}{s^2} \cdot \frac{\pi \cdot 1.75^2}{2} \cdot \left[\frac{4.5^2}{2} - 0^2 + \frac{0^4}{2(4.5)^2} \right]$$

$$M_{\bar{x}} = 504.06 N \cdot m$$

Seguidamente calculamos el esfuerzo de flexión longitudinal, mediante la Ecuación 2.14:

$$\sigma_{L, Flexión} = \frac{504.06 \cdot 1.75}{\pi \cdot 1.75^3 \cdot 1 \times 10^{-3}} = 52.20 \times 10^3 Pa$$

De la misma forma calculamos la presión interna, mediante la Ecuación 2.17:

$$P_i \geq \frac{2(504.06)}{\pi \cdot 1.75^3}$$

$$P_i \geq 59.88 \frac{N}{m^2}$$

Con la presión interna es posible calcular el esfuerzo longitudinal y tangencial, con la Ecuación 2.18:

$$\sigma_{L, P_i} = \frac{59.88 \frac{N}{m^2} \cdot 1.75 m}{2 \cdot 1 \times 10^{-3} m} = 52.39 \times 10^3 Pa$$

Para que no exista el fenómeno de rodilla en la membrana se debe procurar que el esfuerzo longitudinal debido a la presión interna sea mayor al esfuerzo de flexión. Mediante las expresiones 2.15 y 2.16, se tiene que:

$$\sigma_{L, P_i} - \sigma_{L, Flexión} \geq 0$$

$$\frac{P_i \cdot r}{2t} - \frac{M_{\bar{x}} \cdot r}{\pi \cdot r^3 \cdot t} \geq 0$$

$$52.39 \times 10^3 Pa - 52.20 \times 10^3 Pa \geq 0$$

$$6.25 \times 10^{-4} \geq 0$$

Se cumple la condición, garantizando que no habrá efecto de rodilla en la membrana. El esfuerzo tangencial se calcula mediante la Ecuación 2.19:

$$\sigma_{T,Pi} = \frac{59,875 \frac{N}{m^2} \cdot 1.75 m \cdot (9 m)}{1 \times 10^{-3} m \cdot (9 m + 2 \cdot 1.75 m + 2 \cdot 1 \times 10^{-3} m)}$$

$$\sigma_{T,Pi} = 75.43 \times 10^3 Pa$$

Calcularemos ahora el esfuerzo Von Misses, mediante la Ecuación 2.20, para relacionarlo con el límite de fluencia del Nomex® y comprobar si no falla el material seleccionado:

$$\sigma_{VM} = 93.62 \times 10^3 Pa$$

Podemos observar que el material nunca va a fallar ante el esfuerzo aplicado ya que su esfuerzo de fluencia es de 93 MPa.

La presión que ejercen las correas se calcula mediante la Ecuación 2.21.

$$P_{cable} = \frac{m \cdot g}{A_{cable}}$$

$$P_{cable} = \frac{3.041 kg \cdot 9.81 \frac{m}{s^2}}{1.06 m^2} = 28.14 Pa$$

$$28.435 Pa \leq P_i$$

3.4 Análisis de Costos

La estimación de costo para el aerostato está directamente relacionado a sus sistemas, dado que algunos presentan mayor complejidad en cuanto a construcción y/o adquisición de partes y elementos. El análisis a continuación esta categorizado en dos divisiones: sistemas de simple adquisición y sistemas de construcción.

Los sistemas de simple adquisición son relativamente más sencillos dado que

los elementos que lo componen se seleccionan fácilmente del mercado y no se requiere mayor trabajo sobre el mismo más que su instalación. La gran desventaja es que muchas veces no se encuentra disponibilidad en el mercado local, por lo que los costos de fabricación aumentan cuando se es necesario la importación desde un mercado internacional.

Por otro lado, los sistemas de construcción basan su complejidad al implicar materia prima y mano de obra para su fabricación, implicando más de una variable por analizar, ya que involucra materiales y maquinaria específica para su fabricación.

Con lo dicho anteriormente, se estima el costo total de producción del aerostato basados en tres sistemas: sistema, sistema de control y sistema de potencia, mostrados en la Tabla 3.1.

Tabla 3.1 Análisis de costos.

Sistema de Sustentación		
Elemento	Precio por Unidad	Precio total
Nomex® 410	18.85 \$/m ²	\$ 1564.55
Duraluminio 7075-T651	26.53 \$/1"x 2"x 18"	\$ 132.65
Duralon	550 \$/12mm x 1m x 3	\$ 1100
Sistema de Control		
Elemento	Precio por Unidad	Precio total
Motor BLDC	\$ 150	\$ 150
Servo Motores SG92R	\$ 12.22	\$ 36.66
Control de Velocidad FLYCOLOR 20A	\$ 10.20	\$ 10.20
Transmisor y Receptor SM Flysky FS-i6	\$ 73.21	\$ 73.21
Amplificador de señal Super Link CW-8	\$ 27.88	\$ 27.88
Cámara con Transmisor Eachine TX02	\$ 18.89	\$ 18.89
Batería Lipo ELECTROSTORE	\$ 44.99	\$ 44.99
Sistema de Potencia		
Elemento	Precio por Unidad	Precio total
Motor T – MOTOR U10 KV100	\$ 329.90	\$ 659
Propulsor T – MOTOR G26x8.5 CF	\$ 360.90	\$ 721.80
Tarjeta PDB	\$ 105.90	\$ 105.90

Con el análisis de costos, el precio de todos los componentes es de \$ 4645.73,

que, con el costo de instalación y mano de obra, además de otros elementos de unión y/o soldadura, el costo aproximado de nuestro prototipo rondaría entre los \$ 5000.

De esta forma, con los materiales seleccionados, se comprobó si no sobrepasan los 62022 gramos estimados en el análisis estático. La estimación de la masa total del sistema se muestra en la Tabla 3.2. Se añadió el peso del sistema de energía solar fotovoltaica (Wright & García, 2020)

Tabla 3.2 Masa del sistema.

Elemento	Masa en gramos
Membrana	7850
Eje de Duraluminio	660
Motor BLDC	1800
Motores Brushless	2700
Servomotores Estándar	900
Batería Lipo	199
Góndola	3041
Cámara de Vigilancia	4.57
Tarjeta PDB	18.14
Aletas	1700
Correas	800
Sistema de Energía Solar Fotovoltaica	22330
Carga útil	20000
Total	62002.71

CAPÍTULO 4

4 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Empleando el análisis fluido-dinámico mediante el software ANSYS Workbench es posible estudiar de manera concisa el comportamiento de un fluido en un perfil aerodinámico. De esta manera el perfil TsAGI "B" presenta una excelente eficiencia en sus coeficientes aerodinámicos asimismo para la góndola el perfil NACA 0041 seleccionado fue idóneo para disminuir el coeficiente de arrastre además por contorno de presión se aprecia que existirá sustentación. Mediante el análisis CFD fue factible pronosticar el desempeño del aerostato para circunstancias de vuelo definidas en 10 m/s en viento en contracorriente. Esto permite concluir que el diseño de forma del aerostato funcionará eficazmente y es posible realizar comparativas con los datos teóricos presentados. Ante la dificultad de no poder crear un modelo escala y someterlo a un túnel de viento, los resultados que nos proporcionó el software fueron razonables.
- Es importante mencionar que la disparidad entre el coeficiente de arrastre teórico con el practico dado en el software ANSYS Workbench es razonable y esto se debe a que en los cálculos teóricos realizamos asunciones iniciales que nos permitan estimar este parámetro en base a formulas empíricas, una de las consideraciones por ejemplo fue no tomar en cuenta los efectos de las protuberancias de las cubiertas de los motores y del perfil de la góndola obteniendo de esta forma 0.094 en la simulación y 0.06 en el resultado teórico. Sin embargo, es posible optimizar el modelo estudiando perfiles aerodinámicos que contribuyan un resultado más preciso comparado con los datos teóricos.
- Las figuras muestran que existe un flujo laminar de las líneas de corriente tanto en la entrada y en la punta de las alas a las 0°, y esto es generado por

diferencia de presiones, en la capa límite del perfil alar notamos que la velocidad del viento en el extradós baja de 10.8 a 7.23 m/s. De modo idéntico la diferencia de presiones que se crea en el contorno de la membrana favorece la sustentación. Como resultado obtenemos un coeficiente de sustentación de 0.4.

- Por otra parte, la autonomía del aerostato que se encuentra controlada de manera efectiva con los componentes electrónicos seleccionados cumpliendo con la masa máxima de 62022 gramos estipulada en el análisis estático considerando los 20 kg de carga adicional que nos planteamos en los objetivos, esto combinado con la selección de materiales más ligeros del mercado brindan un mejor direccionamiento del aerostato, tanto para cambiar de dirección como para su ascenso y descenso, cumpliendo el objetivo específico planteado, la cámara FVP amplía el rango de aplicaciones en las que se pueda implantar el proyecto.
- Se constató que ningún material falle en operación como el eje que soporta los motores garantizando que el sistema de propulsión cumpla su función, así como su durabilidad garantiza por la calidad de materiales que el aerostato esté en uso por un tiempo mayor que otros dispositivos como drones.
- También por medio del análisis de la membrana se logró calcular la presión necesaria para evitar el fenómeno de codo y que el aerostato se vea flexionado por el peso de la góndola constatando que el esfuerzo que genera la presión interna de helio que fue $93.62 \times 10^3 Pa$ no sobrepasa el esfuerzo de fluencia del material seleccionado en nuestro caso el Nomex® con una resistencia de 43 MPa. Además, nos aseguramos de que la presión que ejerce la correa que sujeta a la góndola sea menor a la presión interna y de esta manera evitar el incidente de dejar marcada la membrana con las correas.

4.2 Recomendaciones

- Como recomendación se sugiere instalar las antenas del receptor alejado de

los motores de cualquier cable eléctrico ya que el campo magnético generado en los mismos puede generar ruido en la señal, modificando el tiempo de respuesta en tierra.

- Se recomienda programar el control transmisor en tierra en modo “fail safe” para poder controlar una situación en la que el aerostato se mueva fuera del alcance de la señal suministrada y controle los alerones de las alas de manera automática y así el aerostato se mantenga planeando en el aire y evitar caídas súbitas o choques con el suelo.
- Otra recomendación importante es que el aerostato lo manipule una persona con pericia ya que el control de todo el sistema de navegación dependerá de la experticia del controlador en tierra.
- Se podría implementar sensores en el sistema de control para la estabilización automática de la aeronave, así como el control de los servos motores para controlar el cabeceo de este. Se garantizaría entonces que parte de control de la aeronave sea de forma automática, evitando así accidentes o errores que podría cometer el operador en tierra. Aunque esto aumentaría la confiabilidad del producto, pero también aumentaría el precio por los componentes extras a implementar.
- Para resultados más cercanos se recomienda hacer un modelo a escala y someterlo a un túnel de viento.

BIBLIOGRAFÍA

- Abad, R. (1780). Origins of the Aerostat. *Encyclopédie pour une histoire nouvelle de l'Europe*. Recuperado el 3 de junio de 2020, de <http://ehne.fr/en/node/775>
- Cambridge Dictionary. (3 de junio de 2020). *Aerostat*. Obtenido de Cambridge Dictionary: <https://dictionary.cambridge.org/us/dictionary/english/aerostat>
- DuPont™. (3 de junio de 2020). *Kevlar®*. Obtenido de DuPont™: <https://www.dupont.es/brands/kevlar.html>
- DuPont™. (3 de junio de 2020). *Nomex®*. Obtenido de DuPont™: <https://www.dupont.es/brands/nomex.html>
- Federal Aviation Administration. (1995). *Airship Desing Criteria No. FAA-P-8110-2*. Washington, DC: U.S. Department of Transportation.
- Federal Aviation Administration. (5 de julio de 2020). *Airships: Regulations & Policies*. Obtenido de Federal Aviation Administration: https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/airships/airships_regs/
- George, A. (2007). *Experimental Characterization and Simulation of a Tethered Aerostat with Controllable Tail Fins*. Montreal: McGill University.
- Goodfellow®. (5 de junio de 2020). *Aleación de Aluminio 7075*. Obtenido de Goodfellow®: <http://www.goodfellowusa.com/S/Aleacion-de-Aluminio-7075.html>
- ISO 2533:1975. (mayo de 1975). Standard Atmosphere. Obtenido de <https://www.iso.org/standard/7472.html>
- Khoury, G. (2012). *Airship Technology (2nd ed.)*. New York, NY: Cambridge University Press.
- Munk, M. (1924). *The Aerodynamic Forces on Airship Hulls*. Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics.
- Resolución No. 130 de 2015, RDAC Parte 045 "Identificación de Aeronaves y Componentes de Aeronaves" (Dirección General de Aviación Civil 29 de abril de 2015).
- Shames, I. (2003). *Mechanics of Fluids (4th ed.)*. Boston, MA: McGraw-Hill.
- Stockbridge, C. (2012). Stability and Control of Unconventional Airships, Design and Experimental Investigations. En *Mechanical and Aeronautical Engineering Department*. Potsdam, NY: Clarkson University.

Stockbridge, C., Ceruti , A., & Marzocca, P. (2012). Airship Research and Development in the Areas of Design, Structures, Dynamics and Energy Systems. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 170-187.

War Department. (1941). *Airship Aerodynamics TM 1-320*. Washington, DC: Chief of the Air Corps.

Wright, J., & García, J. (2020). *Diseño de un Sistema de Energía Solar Fotovoltaica para un Aerostato*. Guayaquil: Escuela Superior Politécnica del Litoral.

APÉNDICES

APÉNDICE A

LEY GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL

La ley general de aviación civil establece en sus artículos limitaciones para la operación de Aeronaves Pilotadas a Distancia (RPAS) o Sistemas de Aeronaves no Tripuladas (UAS):

Art 1.- Prohíbe la operación de ARPAS /UAS en espacios aéreos controlados. Manteniendo una distancia igual o mayor a 9 Km de bases aéreas militares o aeródromos.

Art 2.- Sobre la altura máxima de vuelo. La operación de las RPAS /UAS no debe exceder una altura de vuelo de 400pies (122metros) sobre el terreno (AGL).

Art 3.- Sobre las horas de operación estipula. Las RPAS/UAS serán operadas solamente en horas comprendidas entre la salida y la puesta de sol; y en condiciones meteorológicas vuelo visual VMC, libre de nubes, neblina, precipitación o cualquier condición que obstruya o pueda obstruir el contacto visual permanente con la RPAS/UAS.

Art 6.- Sobre las funciones de Automatización. Si las RPAS/UAS tienen la capacidad de realizar vuelo automático, esta función podrá ser utilizada solamente si le permite al operador de los controles intervenir en cualquier momento para tomar el control inmediato de la aeronave.

APÉNDICE B

COEFICIENTE DE FRICCIÓN SUPERFICIAL TEÓRICO

La ecuación de Prantl – Schlichting rigen el coeficiente de arrastre superficial de un elipsoide, considerando el número de Reynolds. Así para cada régimen de fluido tendremos las siguientes ecuaciones:

$$C_f = \frac{0,0074}{[Re]^{\frac{1}{5}}} - \frac{A}{[Re]}; \quad 5 \times 10^5 < Re < 10^6$$

Para régimen laminar:

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re}}$$

Para cualquier valor de Reynolds:

$$C_f = \frac{0.455}{\text{Log}Re^{2.58}} - \frac{A}{Re}$$

Donde A es un coeficiente que está en función del régimen de fluido:

Re	300000	300000	1x10 ⁶	3x10 ⁶
A	1050	1700	3300	8700

APÉNDICE C

VELOCIDAD DEL VIENTO PROMEDIO EN GUAYAQUIL

Para la propulsión se consideró el caso crítico, en el cual se necesita la mayor potencia para que el Aerostato sea capaz de moverse en el aire a su velocidad máxima. En este caso se asumió que la nave tendría una velocidad de 5 m/s, respecto a tierra, en dirección opuesta al viento. Debido a la variación de la velocidad del viento respecto a la altura y a que el Aerostato se diseñó para volar a 100 metros, se usó un calculador de velocidad de viento a diferentes alturas, mostrado en la siguiente Figura C.1.

CALCULATOR								
Rugosidad								
Clase	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0	
Long. (m)	0.0002	0.0024	0.03	0.055	0.1	0.4	1.6	
150 m	16.46	15.49	14.14	13.74	13.31	12.13	10.61	
140 m	16.38	15.39	14.03	13.62	13.18	11.98	10.45	
130 m	16.29	15.29	13.9	13.49	13.05	11.83	10.27	
120 m	16.19	15.18	13.77	13.35	12.9	11.67	10.09	
110 m	16.08	15.05	13.63	13.20	12.74	11.49	9.88	
100 m	15.97	14.92	13.47	13.04	12.57	11.3	9.66	
90 m	15.84	14.77	13.29	12.85	12.38	11.08	9.41	
80 m	15.70	14.61	13.1	12.65	12.16	10.84	9.14	
70 m	15.53	14.42	12.88	12.42	11.92	10.57	8.83	
60 m	15.35	14.20	12.62	12.15	11.64	10.25	8.47	
50 m	15.12	13.95	12.32	11.83	11.31	9.88	8.04	
40 m	14.85	13.63	11.95	11.44	10.9	9.42	7.52	
30 m	14.5	13.23	11.47	10.95	10.38	8.83	6.85	
20 m	14.01	12.66	10.8	10.24	9.64	8	5.9	
10 m	13.17	11.69	9.64	9.04	8.38	6.59	4.28	

Figura C.1 Calculador de velocidad de viento a diferentes alturas. (Danish Wind Industry Association 2003)

Según la rugosidad de la zona, se estima la velocidad de viento a 100 metros de altura. Como se puede observar en la Figura C.1, este valor es de 9.66 m/s, que para efectos prácticos se redondeó a 10 m/s.

APÉNDICE D

PROPIEDADES MECÁNICAS Y ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DE LOS EQUIPOS

Typical mechanical properties

Nominal thickness ¹	(mil)	2	3	4	5	7	10	12	15	20	24	30	Test method
	(mm)	0.05	0.08	0.10	0.13	0.18	0.25	0.30	0.38	0.51	0.61	0.76	
Typical thickness ¹	(mil)	2.2	3.1	4.2	5.2	7.2	10.2	12.2	15.3	20.4	24.2	30.6	ASTM
	(mm)	0.06	0.08	0.11	0.13	0.18	0.26	0.31	0.39	0.52	0.61	0.78	D374
Basis weight, g/m ²		41	64	88	115	174	249	310	395	549	692	839	ASTM D646
Density, g/cc		0.72	0.81	0.83	0.88	0.95	0.96	1.00	1.02	1.06	1.13	1.08	
Tensile strength, N/cm	MD	43	68	93	141	227	296	380	462	610	728	816	ASTM
	XD	19	34	49	71	116	161	208	252	374	500	592	D828-97
Elongation, %	MD	9	12	12	16	20	22	23	20	21	18	18	ASTM
	XD	7	9	9	13	15	18	18	16	17	14	14	D828-97
Elmendorf tear, N	MD	0.7	1.2	1.9	2.3	3.7	5.6	7.1	9.0	14.3	n/a	n/a	TAPPI
	XD	1.5	2.4	4.4	4.8	7.2	10.6	13.7	16.7	24.8	n/a	n/a	414
Initial tear strength ² , N	MD	11	16	24	31	48	69	88	110	158	191	233	ASTM
	XD	6	9	14	17	27	42	55	71	114	153	193	D1004
Shrinkage at 300° C, %	MD	1.8	1.1	0.8	0.7	0.6	0.3	0.3	0.2	0.0	0.0	0.0	
	XD	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.0	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	

Figura D.1 Propiedades mecánicas del Nomex® 410



DURALUMINIO 7075

COMPOSICION QUIMICA			
Análisis típico en %	Zn	Mg	Cu
	6.0	2.4	1.6

PROPIEDADES

PROPIEDADES MECANICAS	ESPESOR EN MM	Valores mínimos			Valores típicos			
		Rm MPa	Rp 0.2 MPa	A %	Rm MPa	Rp 0.2 MPa	A %	HBS
Los valores indicados en la tabla se han medido a ¼ de espesor	25<A<76.2	560	510	5	590	540	10	190
	76.2<A<127	550	500	4	580	530	6	185
	127<A<152.4	540	490	2.5	570	520	4	185
	152.4<A<203.2	525	480	1	555	510	2	180
	203.2<A<254	505	460	1	535	490	1.5	180
	254<A<305	470	435	0.5	510	470	1.5	175

*Nota: los valores indicados en la tabla se han medido de ¼ de espesor

Figura D.2 Propiedades mecánicas del Duraluminio 7075.



Operation Voltage	300 VDC (155 for option)
Speed Control	RS485, +/-5V, PWM
Drive	Magnetically Coupling : Reducer 6 : 1
Watt	750
Protection	Over Temp. / Over Current / Under Voltage / Abnormal Operation

Figura D.3 Especificaciones técnicas para el motor BLDC.



Description:

Item NO.: SG92R
 Weight: 9g
 Dimension: 23×12.2x27mm
 Stall torque: 2.5kg /cm(4.8v)
 Gear type: Nylon with carbon fiber
 Operating speed: 0.1sec /60degree (4.8v)
 Operating voltage: 4.8v
 Temperature range: 0°C_ 55°C
 Dead band width:1us

Figura D.4 Especificaciones técnicas para el servo motor SG92R.



Description:

Item name: 20A Brushless ESC
 Size: 27mm x 14mm x 5mm
Weight: 15g(Included wire)
 The number of cells: 2-4S Lipo
 BEC type:Internal
 BEC Output: 5V/0.5A
Maximum current: 30A
 Program:Simonk

Figura D.5 Especificaciones técnicas para el controlador de velocidad FLYCOLOR 20A Brushless.



FS-i6 Specifications:
 Channels: 6 Channels
 Model Type: Heli/Airplane
 RF Range: 2.40-2.48GHz
 Bandwidth: 500KHz
 Band: 142
 RF Power: Less Than 20dBm
 2.4ghz System: AFHDS 2A and AFHDS
 Code Type: GFSK
 Sensitivity: 1024
 Low Voltage Warning: less than 4.2V
 DSC Port: PS2;Output:PPM
 Charger Port: No
 ANT length: 26mm*2(dual antenna)
 Transmitter Weight: 392g
 Package Weight: 676g
 Transmitter Size: 174x89x190mm
 Package Size: 23.5x21.2x10.6cm
 Power: 6V 1.5AA*4

Figura D.6 Especificaciones técnicas para el transmisor y receptor SM Flysky FS-i6.



Description:
 Item name: 2.4G 2W Radio Signal Amplifier Booster & Antenna & Feeder
 Receive gain: 10dB
 Transmission gain: 11dB
 Noise receiving ratio: ≤3.0dB
 Input power range: 4dBm-20dBm
 Maximum transmitter power (Peak Power): 33dBm, 2W (input power with amplifier power)
 Input voltage: 3.7-5.5V
 Dimensions: 36x26x4.8mm (L x W x H)
 Standard antenna gain: 6dBi
 Usage: for RC Multicopter Transmitter TX Extend Range

Figura D.7 Especificaciones técnicas para el amplificador de señal Super Link CW-8.



Specification:
 Brand name: Eachine
 Item name: TX02 AIO FPV VTX Camera
 Output power: 200mW
 Input power: 3.3-5V
 Current consumption: 3.3-5V, 500mA (type)
 Camera resolution: 600TVL
 Video system: NTSC
 Mini illumination: 1 lux
 Field of view: 120 degree viewing angle
 Antenna dimensions: 22x29mm diameter
 Antenna: 4 lobe right hand circular polarized
 Frequency: 5.8GHz 5 bands 40 channel
 Size: 20x13x6mm
 Weight: 4.57g

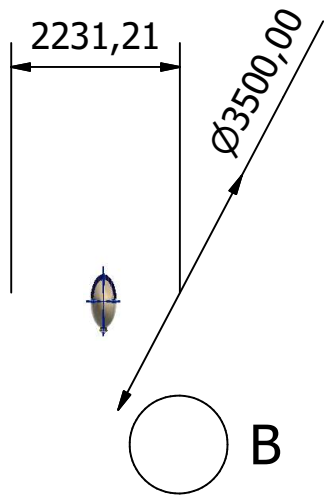
Figura D.8 Especificaciones técnicas para la cámara con Transmisor Eachine TX02.



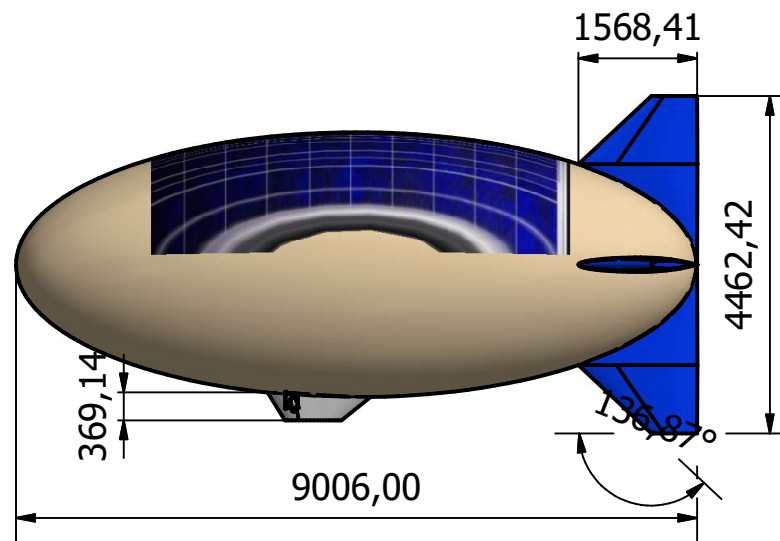
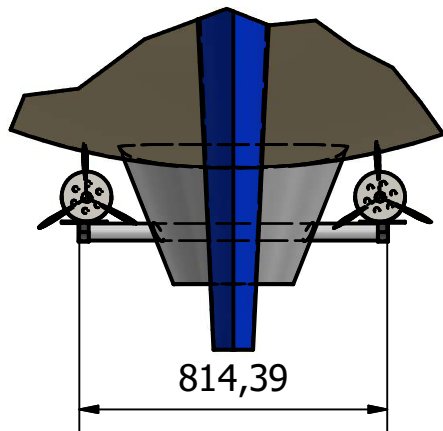
Figura D.9 Especificaciones técnicas para la Batería Lipo Turnigy Nano – Tech.

Test Report			
Test Item	U10 KV100	Report NO.	U.000013
Specifications			
Internal Resistance	112mΩ	Configuration	36N42P
Shaft Diameter	15mm	Motor Dimensions	∅86.8×35.5mm
AWG	18#	Cable Length	90mm
Weight Including Cables	405g	Weight Excluding Cables	400g
No. of Cells(Lipo)	6-12S	Idle Current@10v	1.4A
Max Continuous Power 180S	1500W	Max Continuous Current 180S	35A

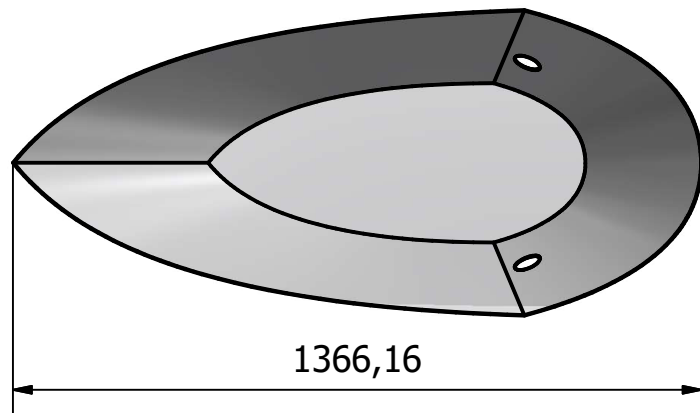
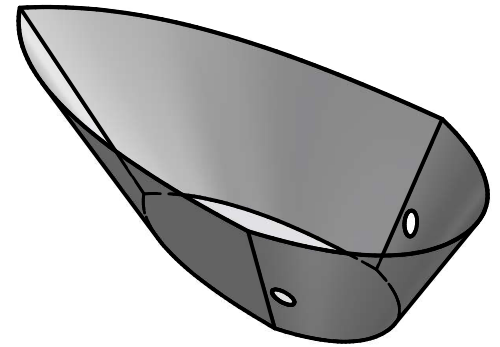
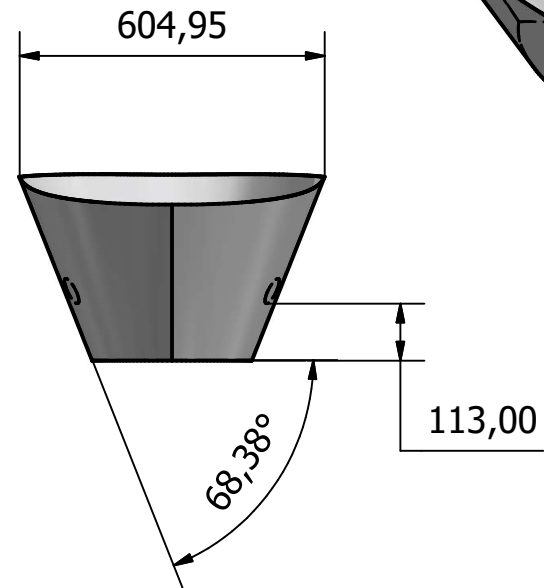
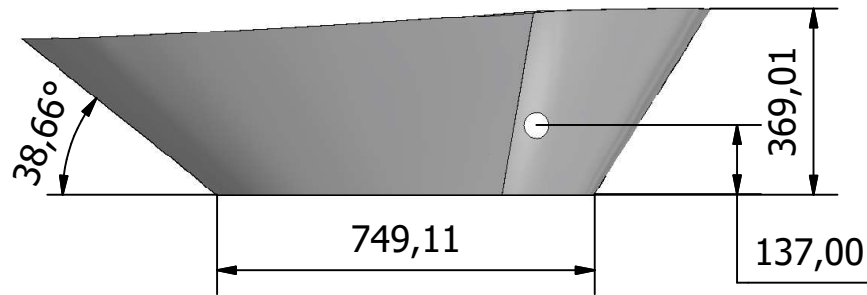
Figura D.10 Especificaciones técnicas para el motor U10 KV100.



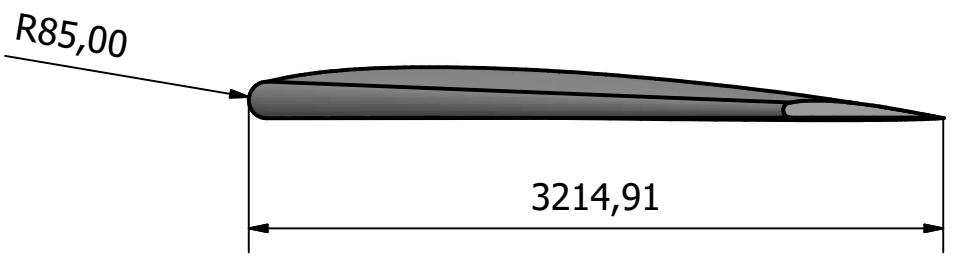
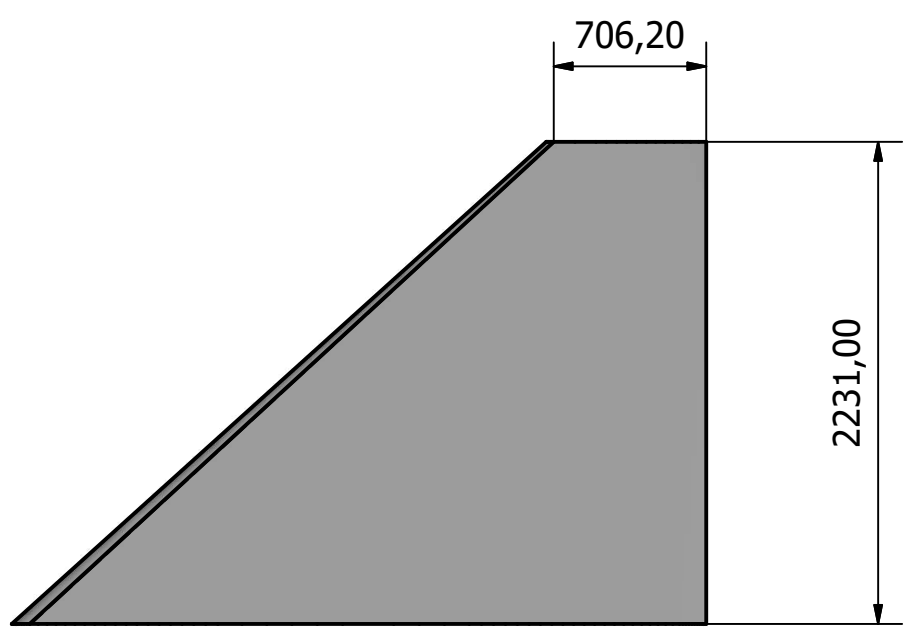
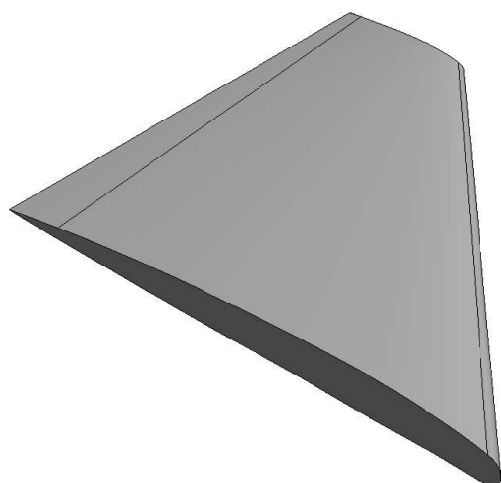
B (1 : 20)



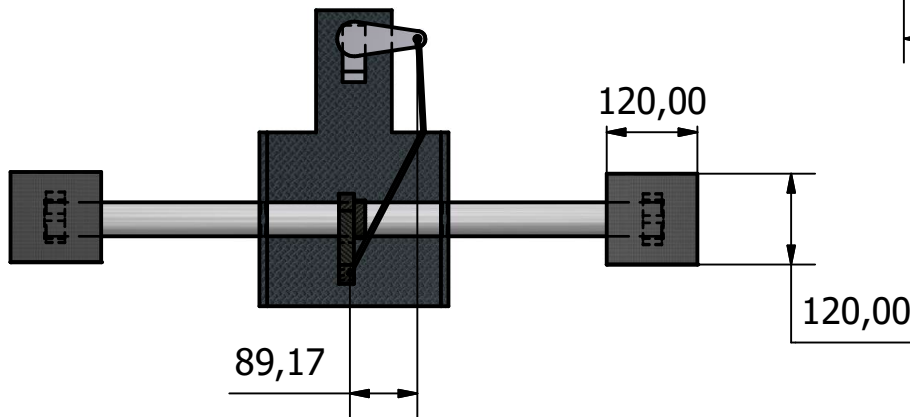
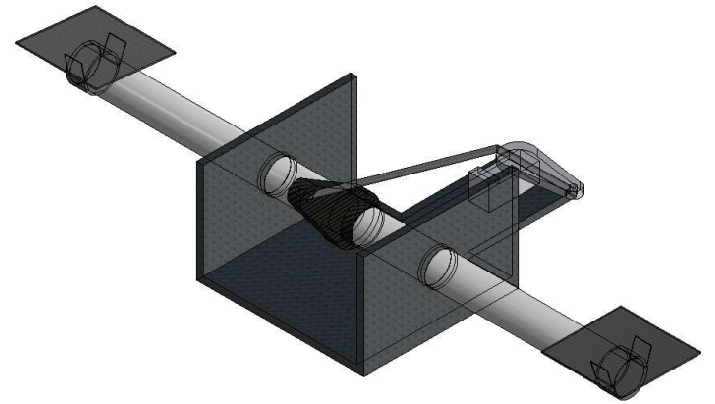
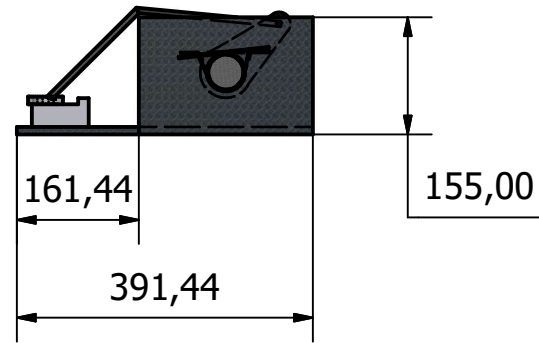
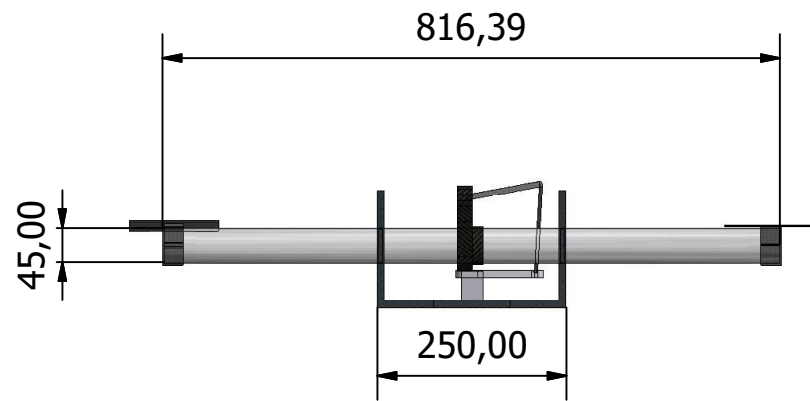
Diseño de Pacheco Johnny	Revisado por MSc. Marcial J.	Aprobado por MSc. Marcial Jorge	Fecha 31/08/2020
ESPOL		PLANO 1	
		Pieza 1	Edición 1 Hoja 1/1



Diseño de Pacheco Johnny R.	Revisado por MSc. Marcial J.	Aprobado por MSc. Marcial Jorge	Fecha 31/08/2020
ESPOL		PLANO 2	
		Pieza 2	Edición 1
		Hoja 1 / 1	



Diseño de Pacheco Johnny	Revisado por MSc. Marcial J.	Aprobado por MSc. Marcial Jorge		Fecha 31/08/2020	
ESPOL			PLANO 3		
			Pieza 3	Edición 1	Hoja 1/1



Diseño de Pacheco Johnny	Revisado por MSc. Marcial J.	Aprobado por MSc. Marcial Jorge	Fecha 31/08/2020	
ESPOL		PLANO 4		
		PIEZA 4	Edición 1	Hoja 1 / 1