

EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESCENSO DEL GLOBO SONDA  
SKY UP

WILSON RICARDO CARDENAS CACERES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ DC

2014

EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESCENSO DEL GLOBO SONDA  
SKY UP

WILSON RICARDO CARDENAS CACERES

Trabajo de Grado para optar el título de  
Ingeniero Aeronáutico

Director

Julio Enoc Parra

Ingeniero Aeronáutico y Director del Grupo de Investigación GICA

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES**

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ, D.C

2014

Nota de Aceptación

---

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

BOGOTÁ, D. C.

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores.

## DEDICATORIA

“Dedico este trabajo especialmente a Dios, por haberme dado la vida y permitirme el haber llegado hasta este momento tan importante de mi formación profesional. A mi padre, por ser el pilar más importante y demostrarme siempre su cariño y apoyo incondicional, sin importar las dificultades de la vida. A mi madre, por mostrarme siempre la fortaleza y el camino hacia las metas y sacarme siempre adelante. A mi hija por ver en ella la luz de esperanza en los momentos complejos de mi vida.”

***Wilson Ricardo Cardenas Caceres***

## AGRADECIMIENTOS

El presente trabajo de tesis primordialmente agradece a ti Dios por bendecirme para llegar hasta donde he llegado, porque hiciste realidad este sueño anhelado. A la fundación Universitaria Los Libertadores por ser la entidad académica de mi formación profesional.

Me gustaría agradecer a mis docentes que durante toda mi carrera profesional aportaron con su conocimiento y dedicación a terminar mis estudios, y en especial a los ingenieros Nelson Pedraza, Jhon Vaca, Jefferson Zambrano por sus consejos, enseñanzas y más que todo por su valiosa amistad.

Al Director de ingeniería, Felipe Giraldo quien con sus conocimientos, dedicación, su experiencia, su paciencia y su motivación ha logrado que pueda terminar este pasó de mi vida con éxito. No puedo olvidar a mis compañeros y amigos los cuales he compartido incontables horas de trabajo, por los buenos y malos momentos y aguantarme.

De igual manera agradecer de forma muy especial a mi profesor de Investigación y Director de tesis Julio Enoc Parra quien con su dedicación, constancia, y todos sus consejos logro que todo el desarrollo de mi trabajo de grado sea una realidad. Debo destacar, por encima de todo, su disponibilidad y paciencia que significo el surgimiento de una sólida amistad.

Finalmente a familia sin ellos no se podría llegar a estas estancias. A mi padre Wilson Cardenas Moreno, que a pesar de la distancia nunca dejo de preguntar por mi proceso, porque siempre me brindo la motivación en momentos dificultosos, dándole el valor y la importancia requerida. A mi madre Gloria Cáceres por ser mi soporte, apoyo y que jamás dejo de creer en mí. A mis hermanos Laura, Sara y Daniel que siempre me brindaron ánimo y alegrías. A Ruth por ser esa voz incondicional y llena de consejos necesarios para seguir adelante. A Luciana por ser mi motor de vida y cambiar todos los momentos difíciles en sonrisas.

Y he dejado de nombrar a muchas personas que me han ayudado de una forma u otra en este trabajo, en gran parte para no extenderme. Ellos ya saben quiénes son y tienen mis más sincera gratitud por todo.

## CONTENIDO

	pág.
RESUMEN.....	15
OBJETIVOS.....	16
INTRODUCCION.....	17
1 PARÁMETROS INICIALES .....	18
1.1 INFORMACIÓN PRELIMINAR EN BASES DE DATOS DEL <i>GICA</i> . 18	
1.1.1 Diseño Aerodinámico .....	18
1.1.2 Sistema De Recuperación.....	18
1.2 CONDICIONES ATMOSFÉRICAS .....	21
1.3 SELECCIÓN DEL PERFIL.....	22
1.3.1 Consideraciones Estructurales.....	22
1.3.2 Consideraciones Aerodinámicas.....	23
1.3.3 OTRAS CONSIDERACIONES PARA EL DISEÑO .....	24
2 INFORMACIÓN DEL DISEÑO DEL SKY UP Y SU COMPORTAMIENTO AERODÍNAMICO. ....	25
2.1 SISTEMA DE FUSELAJE .....	28
3 PARÁMETROS DE VUELO TEÓRICOS DE LA ETAPA DE DESCENSO A TRAVÉS DE CURVAS DE COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO.....	30
3.1 COMPORTAMIENTO EN XFOIL.....	30
3.2 COMPORTAMIENTO EN XFLR5.....	33
4 DETERMINACIÓN DE MEDIDAS Y PARÁMETROS DEFINITIVOS DEL SKY UP.....	35
5 EVALUACIÓN DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO EN EL LABORATORIO <i>TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO</i> .....	37
5.1 TÚNEL DE VIENTO.....	38
6 PARAMETRIZACION DE PRUEBAS EN EL LABORATORIO, SEGÚN LAS CARACTERÍSTICAS PROPIAS DEL MODELO Y SECCIÓN DE PRUEBAS DEL TÚNEL. ....	39
7 CONSTRUCCIÓN DE LOS MODELOS A ESCALA DEL SKY UP PARA PRUEBAS EN TÚNEL .....	39
7.1 CONSTRUCCIÓN .....	39

7.1.1	SELECCIÓN DE MATERIAL.....	41
8	ANÁLISIS Y TRATAMIENTO DE RESULTADOS DE PRUEBAS EN CURVAS DE COMPORTAMIENTO .....	43
8.1	RESULTADOS DE DATOS SIGNIFICATIVOS.....	45
8.2	EMPUJE Y POTENCIA.....	45
9	CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO DEL SKY UP PARA PRUEBAS REALES DE VUELO.....	47
9.1	CONSTRUCCIÓN DEL MODELO .....	47
10	DISEÑO DE PRUEBAS PARA ANALIZAR SENDA DE PLANEÓ. ...	49
10.1	VUELOS DE PRUEBA EXPERIMENTALES DEL SKY UP EN AMBIENTE REAL. ....	49
10.2	PRUEBA DE VUELO NUMERO [1].....	50
10.2.1	Construcción De Prueba De Vuelo Numero [1].....	50
10.3	PRUEBA DE VUELO NÚMERO [2].....	53
10.3.1	Construcción De La Prueba De Vuelo Numero [2].....	53
10.4	PRUEBA DE VUELO NÚMERO [3].....	55
10.5	PRUEBA DE VUELO NÚMERO [4].....	55
11	COMPARACION DATOS COMPUTACIONALES CON DATOS EXPERIMENTALES .....	56
11.1	ANÁLISIS AERODINÁMICO TRIDIMENSIONAL .....	59
12	CONCLUSIONES.....	60
13	RECOMENDACIONES.....	61
14	BIBLIOGRAFIA.....	62
	ANEXOS.....	64
	DATOS AERODIAMICOS.....	65
	CACULOS DE EMPUJE Y POTENCIA REQUERIDA .....	69
	DATOS EXPERIMENTALES EN TUNEL DE VIENTO .....	75

## LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Condiciones Atmosféricas.....	21
Tabla 2. Geometría del Sky UP .....	22
Tabla 3. Condiciones de los perfiles alares .....	23
Tabla 4. Pesos y dimensiones de los componentes de la aeronave.....	26
Tabla 5. Condiciones del perfil seleccionado .....	27
Tabla 6. Parámetros definitivos del Sky UP .....	36
Tabla 7. Datos específicos del perfil alar .....	36
Tabla 8. Datos para vuelos experimentales .....	50
Tabla 9. Comparación de coeficientes aerodinámicos del Sky Up .....	59
Tabla 10 Análisis de error en coeficientes. ....	59
Tabla 11. Valores finales del análisis experimental. ....	67
Tabla 12. Potencia y Velocidad requerida en función de la altitud.....	70
Tabla 13. Empuje y potencia requerida para distintos rangos de velocidades .....	72
Tabla 14. Cálculos del perfil para el túnel de viento.....	75
Tabla 15. Datos obtenidos por el manómetro de agua .....	75
Tabla 16. Datos análisis barómetro y cálculos matemáticos .....	76
Tabla 17. Dimensiones del perfil.....	76
Tabla 18. Datos obtenidos en el laboratorio de túnel de viento .....	76
Tabla 19. Densidades y Alturas requeridas .....	77

## LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Diseño preliminar de la Radio Sonda .....	18
Figura 2. Perfil de la misión de vuelo .....	19
Figura 3. Posición angular del dispositivo .....	20
Figura 4. Arquitectura general del sistema <i>GNC</i> .....	20
Figura 5. Diseño de la aeronave contenedora de la radio sonda.....	25
Figura 6. Perfil seleccionado MH 60 .....	27
Figura 7. Diseño de la góndola .....	28
Figura 8. Detalles de aeronave (góndola).....	29
Figura 9. Dimensiones geométricas y características iniciales del ala.....	36
Figura 10. Geometría inicial del ala .....	37
Figura 11. Configuración típica de un túnel de viento .....	38
Figura 12. Modelo del perfil a escala [1:3] .....	41
Figura 13. Construcción del modelo del perfil a escala [1:1.4].....	42
Figura 14. Pruebas en túnel de viento .....	42
Figura 15. Corte de las costillas a laser .....	47
Figura 16. Alineación de Jigs .....	48
Figura 17. Pegado de largueros a las costillas .....	48
Figura 18. Pegado de la piel a las costillas .....	48
Figura 19. Prototipo corregido y terminado.....	49
Figura 20. Mecanismo de poleas.....	50
Figura 21. Pruebas reales.....	51
Figura 22. Vuelo final en planeo. ....	52
Figura 23. Construcción de polea y rieles.....	54
Figura 24. Poleas sobre un eje, diferente diámetro .....	55

## LISTA DE GRAFICOS

	pág.
Grafica 1a y 1b. Coeficientes para Perfil HS522 y Geometría de paneles a (RE=65000) a $\alpha$ 10° .....	30
Grafica 2a y 2b. Iteraciones de datos a diferentes ángulos y Curvas polares. ....	31
Grafica 3a y 3b. Coeficientes para Perfil MH60 y Geometría de paneles a (RE=185000) a $\alpha$ 12° .....	31
Grafica 4a y 4b. Iteraciones de datos a diferentes ángulos y Curvas polares ....	32
Grafica 5. Curvas (Cl/Cd), (Cl/Alpha), (Cl <sup>3/2</sup> /Cd), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha) (Re= 50000 a 92000) .....	34
Grafica 6. (Curvas Cl/Cd), (Cd/Alpha), (Cl)/Alpha), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha). (Re= 100000 a 300000) .....	35
Grafica 7. Validación de los coeficientes de Lift.....	43
Grafica 8. Validación de los coeficientes Drag.....	44
Grafica 9. Validación de Drag polar .....	44
Grafica 10. Validación de eficiencia aerodinámica.....	45
Grafica 11. Potencia requerida .....	46
Grafica 12. Empuje requerido a nivel del mar, altura de crucero y altura en Bogotá. ....	46
Grafica 13a y 13b. Comparación del coeficiente de sustentación en función del Angulo de ataque, experimental y computacional.....	56
Grafica 14a y 14b.Comparación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. ....	57
Grafica 15a y 15b Comparación del coeficiente del momento en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. ....	58
Grafica 16a y 16b. Comparación de eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. ....	58
Grafica 17.Velocidad Requerida en función de la Altitud .....	71
Grafica 18.Potencia Requerida en función de la Altitud.....	71
Grafica 19.Empuje requerido con distintos rangos de velocidad .....	73
Grafica 20.Potencia requerido con distintos rangos de velocidad.....	73
Grafica 21.Potencia requerida desde altura de transición. ....	74

## LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo A .....	65
Anexo B .....	69
Anexo C .....	75

## NOMENCLATURA

**ALPHA:** Angulo de ataque.

**AR:** Relación de aspecto de las superficies de sustentación.

**CD:** Coeficiente de arrastre en 3D.

**CDi:** Coeficiente de arrastre inducido.

**Cd:** Coeficiente de arrastre en 2D.

**CFD:** Se refiere a dinámica de fluidos computacional (sus siglas en ingles).

**CL:** Coeficiente de sustentación en 3D.

**CI:** Coeficiente de sustentación en 2D.

**Cm:** Coeficiente de momento en 3D.

**$q^\infty$ :** Presión dinámica.

**Re:** Número de Reynolds

**Sw:** Superficie del ala.

**TR:** Relación de Taperado de las superficies de sustentación.

**$\alpha$ :** Angulo de ataque.

**$\rho$ :** Densidad del aire.

**RPM:** Revoluciones por minuto

**V:** Velocidad

**$\rho$ :** Densidad

**P:** Presión

**W/s:** Carga alar

**Pr:** Potencia requerida

**(CL)<sub>max</sub>:** Coeficiente de sustentación máximo

**W:** Peso

## GLOSARIO

**Aerodinámica:** La aerodinámica es la forma en el que el aire se mueve alrededor de las cosas. Las reglas de la aerodinámica explican cómo un avión es capaz de volar. Cualquier cosa que se mueve a través del aire reacciona a la aerodinámica.

**Altitud:** La altura de cualquier cosa por encima de un plano de referencia planetaria dado, especialmente por encima del nivel del mar en la tierra.

**Atmósfera:** Es la capa exterior de la Tierra que es gaseosa, de composición y densidad muy distintas de las capas sólidas y líquidas que tiene debajo.

**Descenso:** trayectoria de un cuerpo desde una posición inicial a una final.

**GPS:** Sistema americano de navegación y localización mediante satélites (*Global Positioning System*).

**Radiosonda:** Una radiosonda es un dispositivo para el uso en globos meteorológicos que miden varios parámetros atmosféricos y los transmite a un aparato receptor fijo.

**Temperatura:** Es una propiedad de la materia que está relacionada con la sensación de calor o frío que se siente en contacto con ella.

**Túnel de viento:** Es una instalación en la que se obtiene un flujo de aire rectilíneo y uniforme a una velocidad determinada en la cámara de ensayos.

**Velocidad de pérdida:** Definirla como una fuerte disminución de la sustentación de modo que esta es menor que el peso de la aeronave.

**Velocidad relativa:** Se define como una fuerte disminución de la sustentación de modo que esta es menor que el peso de la aeronave.

**GNC:** *Guía, navegación y Control.*

## RESUMEN

Este proyecto de grado realizó la evaluación del comportamiento experimental aerodinámico que tiene el Sky Up en su etapa de descenso. El Sky Up<sup>1</sup> es una radio sonda recuperable y reutilizable que ha diseñado el Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales de la Fundación Universitaria Los Libertadores. La etapa de descenso es fundamental en el proyecto dado que de ella depende que el Sky Up cumpla con las características de ser recuperable y reutilizable. El proyecto desarrolló un análisis detallado de datos analíticos y experimentales en el túnel de viento, además de realizar modelos de simulación y pruebas reales; Para así tener una base de datos amplia del comportamiento aerodinámico de la radio sonda.

El presente proyecto tiene las siguientes consideraciones técnicas y operacionales en el diseño e implementación de una radiosonda recuperable y reutilizable. Este contiene un marco de referencia, buscando destacar la problemática donde se evidencia la necesidad de analizar el comportamiento aerodinámico de la radio sonda. El proyecto parte de los factores meteorológicos y hace especial énfasis en el comportamiento aerodinámico, ya que es fundamental el estudio que se desarrollara para dar soporte a una construcción y un buen desarrollo.

El objetivo es analizar el comportamiento aerodinámico que va a tener el Sky Up en la etapa de descenso, teniendo en cuenta las variaciones aerodinámicas que experimenta desde la liberación del globo al aterrizaje, y en particular los comportamientos que influyen aerodinámicamente, como los factores atmosféricos y el diseño. Por otro lado, se invita a realizar nuevos parámetros de diseño, construcción y simulación, el cual nos brindara mayor éxito a este proyecto.

Palabras claves: Aerodinámica, Radio Sonda, Recuperable y Reutilizable, Globo, Sky Up (VANT) Vehículo Aéreo No Tripulado.

---

<sup>1</sup> Sky Up es el nombre del VANT, por el grupo GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores

## OBJETIVOS

### GENERAL

Evaluar experimentalmente el comportamiento aerodinámico del Sky Up en etapa de descenso.

### ESPECÍFICOS

- Determinar los parámetros aerodinámicos de diseño del Sky Up en etapa de descenso a través de datos predeterminados por el GICA.
- Evaluar el comportamiento aerodinámico del caso de estudio en el laboratorio *túnel de viento subsónico* de la Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Comparar los resultados evaluados en el laboratorio con pruebas de vuelo del Sky Up en etapa de descenso.

## INTRODUCCION

El actual trabajo trata sobre el análisis que se le realizó al Sky Up en su fase de descenso, considerando el comportamiento aerodinámico que estará influyendo en él. Este es un vehículo aéreo no tripulado, denominado *UAV (Unmanned Air Vehicle)*, por sus siglas en inglés, Los *UAV's* son aeronaves capaces de realizar misiones de vuelo sin la necesidad de intervención humana, la facilidad de aplicación de tareas de inspección, vigilancia, fotografía en entornos poco accesibles, etc. Y por lo tanto es una herramienta que puede ser de uso civil o militar en múltiples campos.

Una de sus principales características el tipo de aeronave que se expone en este documento; es un vehículo aéreo de dimensiones obtenidas por el grupo de investigación *GICA*<sup>2</sup>, que opera a un régimen aerodinámico de bajo número de Reynolds, su sistema de propulsión es un motor eléctrico y su principal objetivo es la recolección de datos atmosféricos.

El estudio propuesto es principalmente orientado para analizar sus variables de vuelo en descenso, haciendo análisis computacionales, validando los datos obtenidos en el laboratorio de túnel de viento y dar parámetros finales para la construcción del modelo y posteriormente la elaboración de las pruebas de vuelo.

---

<sup>2</sup> Son las iniciales de Grupo de Investigación de Ciencias Aeroespaciales *GICA*

## 1 PARÁMETROS INICIALES

### 1.1 INFORMACIÓN PRELIMINAR EN BASES DE DATOS DEL G/CA

#### 1.1.1 Diseño Aerodinámico

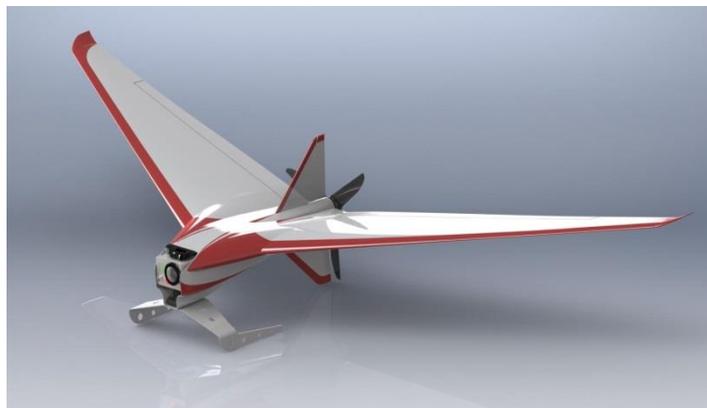
La radiosonda para su correcto funcionamiento debe tener un diseño aerodinámico, una de las variables importantes es la velocidad del viento. El área alar es una función de la velocidad y selección del perfil quienes determinan el comportamiento aerodinámico del cuerpo.

Generalmente en la selección del perfil, se debe identificar que los parámetros de diseño establecidos como coeficiente de sustentación, coeficiente de arrastre, la razón de L/D, coeficiente de cabeceo permitan el cumplimiento del objetivo principal.

#### 1.1.2 Sistema De Recuperación

Para el sistema de recuperación se ha considerado una estructura de la sonda que permita ser recuperado por medio de un comportamiento aerodinámico (Figura 1), por lo cual el modelo debe tener superficies aerodinámicas y superficies de control que le permitan volver al punto de lanzamiento, a través de un sistema de navegación y vuelo controlado electrónicamente.

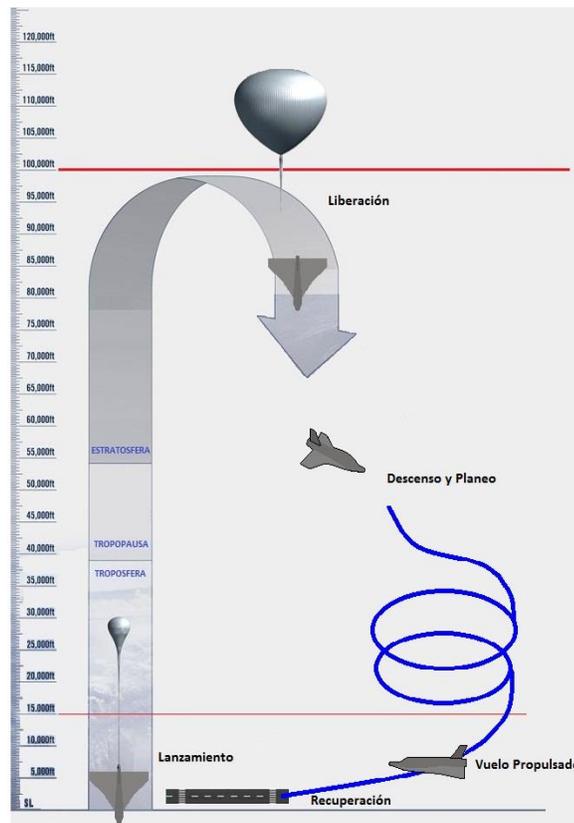
Figura 1. Diseño preliminar de la Radio Sonda



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2013

De esta manera la radio sonda seguirá una misión de vuelo como lo muestra la (Figura 2), el cual se caracteriza por que el sistema electrónico almacena la coordenada de partida a través de un sistema GPS y una vez supera los 18000 m de altitud en donde no puede tener acceso a datos GPS, se ubicara con un sistema de datos inerciales IMU (por sus siglas en inglés *Inertial Measurement Unit*), para así al volver en descenso a los 18000 m confirmar la posición GPS y continuar con un descenso controlado hasta el punto de inicio.

Figura 2. Perfil de la misión de vuelo



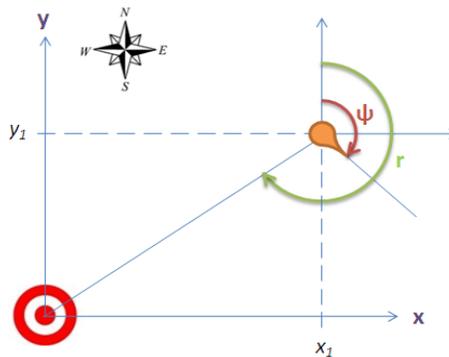
Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

Para el desarrollo del control de descenso autónomo de la radiosonda se requiere la información captada por sensores, el análisis de esta información por un micro controlador y el posterior accionamiento de unos actuadores (servomotores). Para la implementación del control autónomo de descenso se plantea un (GNC)<sup>3</sup>. Las características del sistema GNC son:

<sup>3</sup> Sistema de Guía, Navegación y Control

- Realizar un aterrizaje autónomo sobre un punto o diana en tierra del que solamente se conocen las coordenadas.
- Se obtienen datos de posición absoluta en los ejes  $x$  y  $y$  usando el Sistema de Posicionamiento Global (GPS) y se obtiene el valor de la altura (eje  $z$ ) con el uso de un barómetro.
- La posición angular, que indica la dirección de la vector velocidad del dispositivo, es entregada por el GPS.
- El control se enfoca en la posición angular del dispositivo sobre el plano  $(x,y)$ . La posición angular actual del vector velocidad del dispositivo ( $\psi$ ) la da el *GPS* y la posición angular deseada ( $r$ ) se calcula a partir de las coordenadas dadas por el *GPS* (Figura 3).

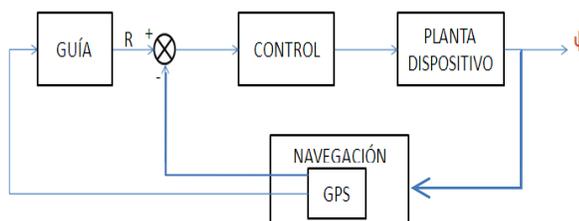
Figura 3. Posición angular del dispositivo



Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

Para lograr lo anteriormente descrito es necesario el desarrollar un (GNC). La arquitectura general del Sistema *GNC* se observa en la siguiente Figura 4.

Figura 4. Arquitectura general del sistema *GNC*



Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

El subsistema de Navegación se encarga de la recolección de datos de los sensores (GPS y brújula digital) y posterior procesamiento. La función del subsistema de Guía es generar la trayectoria o dirección a seguir por el dispositivo. Por último, el subsistema de Control es el encargado de entregar una acción correctiva a los actuadores para poder seguir lo más fielmente posible la trayectoria o dirección entregada por el subsistema de Guía de acuerdo a la información entregada por el subsistema de Navegación.

## 1.2 CONDICIONES ATMOSFÉRICAS

El Sky Up se ha diseñado para que en el descenso soporte condiciones atmosféricas variables, lo cual la altura en el que se libera del globo tenga ciertos parámetros atmosféricos como lo muestra la (Tabla 1). Donde se pueden evidenciar con base en la *International Standard Atmosphere (ISA)*<sup>4</sup>.

Tabla 1. Condiciones Atmosféricas

<b>(h)</b> <b>ALTURA</b> <b>[m]</b>	<b>(T)</b> <b>TEMPERATURA</b> <b>[K]</b>	<b>(P)</b> <b>PRESION</b> <b>[N/m<sup>2</sup>]</b>	<b>(ρ)</b> <b>DENSIDAD</b> <b>[kg/m<sup>3</sup>]</b>
32000	237,77	863,1	1,26E-02
25000	216,66	2.527,3	4,06E-02
11000	216,78	22.700,0	3,65E-01
0	288,16	101.325,0	1,23E+00

Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014; Datos tomados de: ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Introduction to Flight, 5 Ed. International Edition, McGraw-Hill, 2005.

Partiendo de las condiciones atmosféricas las principales diferencias técnicas y operacionales en el diseño e implementación de una radiosonda recuperable y reutilizable se basan en la caracterización aerodinámica y de diseño que se está empleando, para esto se describe en la siguiente Tabla 2, a partir de las primeras estimaciones realizadas por el GICA.

<sup>4</sup> Modelo el cual se obtienen valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud.

Tabla 2. Geometría del Sky UP

Variable		Sis. Ingles		Sis. Internacional	
Peso máximo	<b>W<sub>TO</sub>:</b>	4,5	lb	2,041	kg
Envergadura	<b>b:</b>	55	in*	1,397	m
Área alar	<b>S:</b>	3,5	ft <sup>2</sup> *	0,33	m <sup>2</sup>
Cuerda media Aerodinámica	<b>MAC:</b>	10	in *	0,254	M
Velocidad de crucero	<b>V<sub>c</sub>:</b>	35	mph	15,646	m/s
		51,31	ft/s	15,639	m/s
Velocidad de perdida	<b>V<sub>s</sub>:</b>	16	mph	7,153	m/s
		23,6	ft/s	7,193	m/s
Relación de densidad	<b>ρ/ρ<sub>0</sub>:</b>	0,6292	A 15000 ft o 4572 m	* =Preliminar	

Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

### 1.3 SELECCIÓN DEL PERFIL

La selección del perfil es parte del proceso del diseño del ala, esta selección inicia con base en las consideraciones estructurales, aerodinámicas y atmosféricas.

#### 1.3.1 Consideraciones Estructurales

El peso de la viga que debe soportar los momentos flectores durante todas las etapas de vuelo, es inversamente proporcional al cuadrado de la altura de la viga, con base a esto se puede asumir que un perfil muy delgado albergara una viga muy robusta lo que equivale a una estructura más pesada, por el contrario un perfil de mayor espesor podrá albergar una viga más alta y por consiguiente más liviana que es capaz de soportar los mismos valores de carga.

- Con esto se establece el primer factor que influirá en la selección del perfil, que cuente con un espesor apropiado para albergar una viga ligera, además deje espacio para albergar mecanismos de conexión y control.

La fuerza de sustentación en un perfil aerodinámico, se ubica aproximadamente entre el 25 y 30% de la cuerda, si el espesor máximo del perfil seleccionado es posiciona en este rango de porcentajes, es lógico que

sea la mejor localización para ubicar la viga principal de soporte. Con lo anterior se establece preliminarmente que la estructura de las alas contara con una configuración interna con una viga principal. Otra consideración de la selección del perfil, es que sea posible de trazar y construir con las capacidades de manufactura disponibles.

### 1.3.2 Consideraciones Aerodinámicas

Generalmente existen varios criterios de selección del perfil, se deben identificar los que permitan el cumplimiento de la misión y hacer un listado de perfiles que cumpla con la mayoría de los parámetros de diseño establecido.

Algunos de estos parámetros son:

1. El perfil con el valor más alto de coeficiente de sustentación  $C_{l_{max}}$ .
2. El perfil con el coeficiente de sustentación de diseño o ideal apropiado  $C_{l_d}$  o  $C_{l_i}$ .
3. El perfil con el mínimo coeficiente de arrastre  $C_{d_{min}}$ .
4. El perfil con la razón de L/D más alta  $C_l/C_{d_{max}}$ .
5. El perfil con la pendiente de sustentación más alta  $C_{l\alpha_{max}}$ .
6. El perfil con el coeficiente de cabeceo más bajo  $C_m$ .
7. El perfil con cualidades apropiadas de pérdida que no sea abrupta si no escalonada.
8. La mejor opción de perfil es aquel que tienen el más bajo de  $C_{m_0}$ ,  $C_{d_{min}}$ , el valor más alto de  $\alpha_s$ ,  $C_l/C_d$  y curva de caída de pérdida moderada. A continuación (Tabla 3) se enumeran diferentes perfiles alares con sus características.

Tabla 3. Condiciones de los perfiles alares

$N_0$	PERFIL	Re	%t/c	$C_{dmin}$	$C_{m_0}$	$\alpha_s$ deg	$(C_l/C_d)_{max}$	Perdida
1	MH42	>10000 0	8.94	0.013	-0.0235	11.5	53	Moderado
2	MH45	>10000 0	9.85	0.01	+0.0145	12	47.6	Moderado
3	MH60	>10000 0	10.12	0.008	+0.0140	12	49	Moderado
4	MH61	>10000 0	10.28	0.0085	+0.0175	12	52	Moderado
5	HS520	>10000		0.01		12.5	50	Moderado

		0						
6	HS522	>60-300		0.0115		10	41	Moderado
7	RG15	>60-300		0.01		11	50.4	Moderado
8	S5010	>200000		0.009		12	46	Repentino
9	S7012	>60-300		0.01		10.5	25	Moderado

Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

Para conocer los factores aerodinámicos que prevalecerán en la selección del perfil se debe conocer las condiciones a las que debe enfrentarse el modelo en vuelo, y que características o cualidades de vuelo se requieren.

Se establece el entorno de vuelo del modelo, teniendo en cuenta la descripción del perfil de la misión, mostrado previamente en la Figura 2, así:

1. Lanzamiento mediante globo meteorológico
2. Ascenso hasta altura de liberación 98000 – 100000 ft
3. Liberación
4. Descenso y planeo, desaceleración del vehículo hasta alcanzar nivel de vuelo propulsado.
5. Vuelo propulsado.
6. Recuperación en coordenadas pre establecidas.

### 1.3.3 OTRAS CONSIDERACIONES PARA EL DISEÑO

Una de las consideraciones que se debe tener en cuenta para el diseño de la plataforma alar y selección del perfil, son los valores de número Reynolds (Re) ya que este factor se vuelve crítico debido al tamaño del vehículo y las velocidades de operación.

A baja velocidad y debido al tamaño, las fuerzas de viscosidad se tornan relativamente mucho más importantes que las fuerzas de inercia o por efecto de la masa del vehículo, se debe comprobar que en el rango de velocidades de operación del vehículo los valores de RE se encuentren entre los valores recomendados teniendo en cuenta los efectos de escala.

Para planeadores radio controlados multitarea estos son los valores de RE:

- En altas velocidades 400.000
- En planeo o bajas velocidades 100.000

## 2 INFORMACIÓN DEL DISEÑO DEL SKY UP Y SU COMPORTAMIENTO AERODINAMICO.

El diseño desarrollado de la estructura aerodinámica tiene una configuración tipo ala volante (*Flight Wing*), el perfil seleccionado es MH60, la selección del perfil brinda un coeficiente de momento cercano a cero el cual es perfecto para este tipo de plataforma alar, consta de dos superficies de control en las alas que cumplen las funciones de elevadores y alerones; el cuerpo del fuselaje se diseñó a partir de la cámara de video y con un espacio interior donde se albergara la batería, computadora de vuelo y radiosonda, sensores, servos, entre otros. El motor eléctrico tiene configuración Pusher con hélice de dos palas; tren de aterrizaje principal es ballesta ubicado en la parte frontal del fuselaje; el estabilizador vertical es doble ubicado en el centro del fuselaje una parte sobre el extradós el cual tiene el timón de dirección y la otra en el intradós que sirve también de patín de cola, como se muestra en la Figura 5.

Figura 5. Diseño de la aeronave contenedora de la radio sonda



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2014

Uno de los puntos esenciales para el diseño fue la determinación de pesos de la estructura aerodinámica para tener un estimativo que establece las condiciones del dimensionamiento que determina en parte el performance de la aeronave, conocidos los componentes a bordo del vehículo se hace una revisión y reajuste del peso total, para validar o ajustar los datos de superficie alar, geometría y velocidades de pérdida y aterrizaje.

- *Peso de carga útil* es la carga paga total, la cual depende en este caso de los equipos especiales que van instalados como cámaras, sensores, antenas y unidades control. La expresión que define la fracción de carga paga o útil está dada por:  $W_{PL} = W_{TO} - W_E$

Dónde:

WPL = Carga útil

WTO = Peso total

WE = Peso en vacío

Esta fracción de peso estadísticamente constituye el 45% del peso total<sup>5</sup>.

- *Peso en vacío* este lo constituye la estructura de la aeronave, el conjunto motriz, el tren de aterrizaje, soportes, elementos de los mecanismos de control, arneses de cableado y componentes de sistemas.

Esta fracción de peso estadísticamente constituye entre el 55% del peso total<sup>6</sup>.

- *Peso total* es el total de la aeronave, con todos sus elementos y componentes.

Las fracciones de pesos aquí indicadas aplican para este tipo de aeronaves, que no son tripuladas y no requieren de combustible para la operación de la planta motriz. En la Tabla 4. Se describe un listado de los componentes a instalar y pesos estimados.

Tabla 4. Pesos y dimensiones de los componentes de la aeronave

MODELO	MASA	DIMENSIONES
Pila Turnings nano-tech 6400mah 3S 40~80C Lipo Pack	506.3g	137x41x44mm
Cámara (Gopro Hero2)	189g	47x89x73mm
FPV Camera	69g	30x36x36mm

<sup>5</sup> GICA. Diseño de una estructura sustentadora de una radiosonda recuperable y reutilizable. Bogotá, Colombia, 2013.p 9-10

<sup>6</sup> GICA. Diseño de una estructura sustentadora de una radiosonda recuperable y reutilizable. Bogotá, Colombia, 2013.p 9-10

Motor : NTM Prop Drive 35-36A 1400	117g	
Turnigy Super Brain 60A Brushless ESC	50g	71x26.5 x15mm
Computadora de Vuelo (se encuentra fuera de la aeronave)	50g	51x51x80mm
<b>Pesos Totales</b>	$W_E = 1179.3 g$ (2.6 lb)	

Fuente: GICA. Bogotá, Colombia: 2014

Estos resultados se encuentran dentro de los valores de Re para regímenes de bajas velocidades (100000), estos valores son caracterizados preliminarmente por el grupo GICA, en el estudio de los perfiles para la construcción del prototipo final<sup>7</sup>. (Tabla 5).

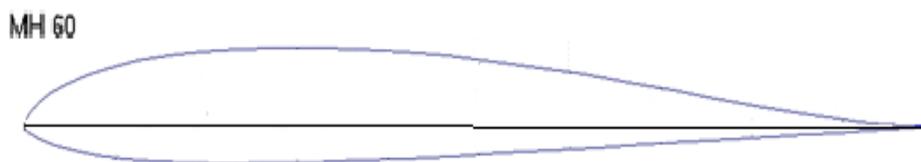
Tabla 5. Condiciones del perfil seleccionado

No	PERFIL	RE	%t/c	Cd <sub>min</sub>	Cm <sub>o</sub>	$\alpha_s$ deg	(Cl/Cd) <sub>max</sub>	Perdida
1	MH60	>100000	10.12	0.008	+0.0140	10	49	Moderado

Fuente: GICA. Bogotá, Colombia: 2013

Perfil MH60 que brinda un coeficiente de momento cercano a cero ideal para este tipo de plataforma alar, además el valor de la relación de espesor (% t/c) es adecuada para albergar una estructura de soporte más alta y liviana teniendo en cuenta que el números Re es importante dando un valor por debajo de 100000, haciendo que la pérdida del perfil sea catalogada como moderada, y obteniendo un mejor rendimiento de la sección (Figura 6).

Figura 6. Perfil seleccionado MH 60



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2013

Este perfil fue diseñado específicamente para alas volantes, en flecha, deltas y sin estabilizador horizontal.

<sup>7</sup> TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44

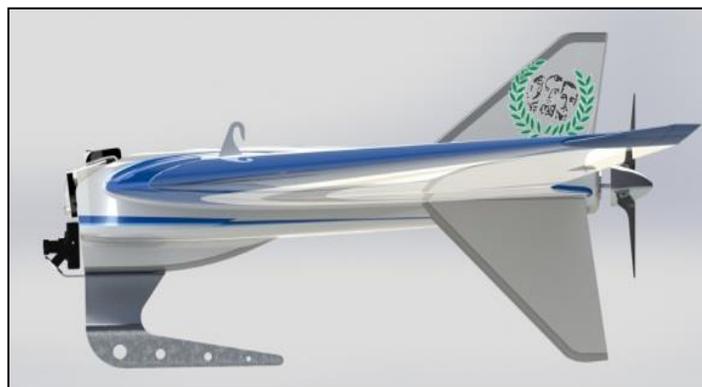
## 2.1 SISTEMA DE FUSELAJE

El fuselaje de la estructura aerodinámica fue inspirado en las veletas las cuales tiene la tarea de señalar la dirección del viento, las cuales se caracterizan por tener un eje de pivote, a un lado con aletas verticales de gran área y al otro un puntero que es pivotado para ponerse de cara a la dirección del viento, en esto se basa el diseño desarrollado para que a medida que ascienda siempre este ubicado de cara a dirección del viento buscando que la velocidad encontrada a distintas alturas pueda generar una sustentación sobre la superficie alar, con el único objetivo de aumentar la rata de ascenso para disminuir al máximo la deriva de la estructura aerodinámica y así facilitar la recuperación después de punto 3 (Liberación) del perfil de la misión.

Reduciendo la oposición que genera la estructura en el tiempo de ascenso desde la etapa de lanzamiento hasta la etapa de liberación, se consiguen las siguientes ventajas:

1. Reducción del tiempo que la sonda estaría sometida a la deriva causada por las corrientes de vientos.
2. Reducción de la distancia horizontal recorrida durante la deriva, por ende la distancia entre el punto de lanzamiento, liberación y recuperación será menor.

Figura 7. Diseño de la góndola



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2014.

Al ser menor la distancia que se debe recorrer desde el punto de liberación hasta el punto de recuperación, el tiempo de vuelo motorizado (duración

baterías para alimentar el motor eléctrico) puede aprovecharse mejor para realizar correcciones del vehículo hasta el punto de recuperación. Es decir que desde el punto de liberación hasta una altura determinada en descenso, el vehículo planeará con el impulso o velocidad generada por la aceleración de la gravedad, luego dependiendo de la distancia longitudinal recorrida (vuelo sin motor) comparando con la distancia faltante por recorrer a punto de llegada se inicia la fase de vuelo motorizada. Durante el vuelo sin motor la aeronave tendrá control del vuelo y será dirigida hacia las coordenadas designadas como punto de recuperación.

Otra característica del diseño del fuselaje es que se mantiene enfrentado al viento relativo a medida que asciende, para asegurar esto en los intradós del fuselaje se instalan dos estabilizadores verticales que forme un canalizador de flujo en forma triangular con el fin enfocar el aire y el tren principal de ballesta ayuda también a canalizar el viento para evitar que la estructura quede girando inestablemente sobre su pivote a medida que cambia la dirección del viento con la altura, como se observa en la figura.

Figura 8. Detalles de aeronave (góndola)



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2014

### 3 PARÁMETROS DE VUELO TEÓRICOS DE LA ETAPA DE DESCENSO A TRAVÉS DE CURVAS DE COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO

#### 3.1 COMPORTAMIENTO EN XFOIL

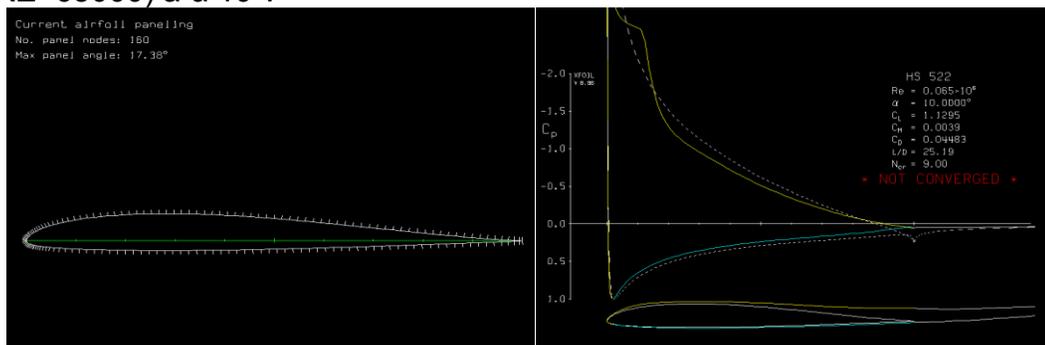
En la elaboración de este proyecto, inicialmente se hace una secuencia de toma de datos para el análisis bidimensional utilizando el programa computacional de código abierto Xfoil y Xflr5<sup>8</sup>, que solucionan de manera práctica, el comportamiento de fuerzas y presiones, aplicando el método de paneles.

En los perfiles seleccionados por bajos números de Reynolds como: MH60 y HS522, el perfil escogido es el MH60, se realizaron las comparaciones en 2D (Por Xflr5, Xfoil), este perfil tiene un buen desempeño a bajos números de Reynolds. Esta es una de las razones por el cual el grupo de investigación se acomoda a escoger los datos para la construcción del Sky Up.

En las gráficas siguientes se observa el análisis 2D realizado para los perfiles MH60 y HS 522 en el software Xflr5 y Xfoil.

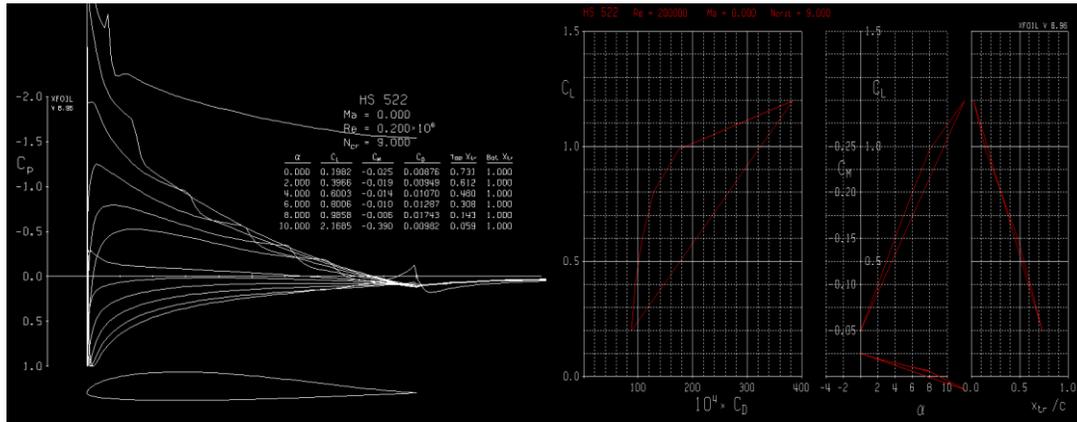
El análisis para el perfil HS 522, alcanza condiciones críticas en la punta del plano, su valor de Re se encuentra por debajo de 100000, es importante verificar los datos para este perfil y observar si es apropiado para el tipo de misión.

Gráfica 1a y 1b. Coeficientes para Perfil HS522 y Geometría de paneles a (RE=65000) a  $\alpha$  10°.



<sup>8</sup> XFOIL y XFLR5 son programas muy utilizados para analizar perfiles y alas que operan a bajos números de Reynolds. XFLR5 v6 brinda un análisis de estabilidad y control dinámicos a partir de la información aerodinámica calculada por VLM.

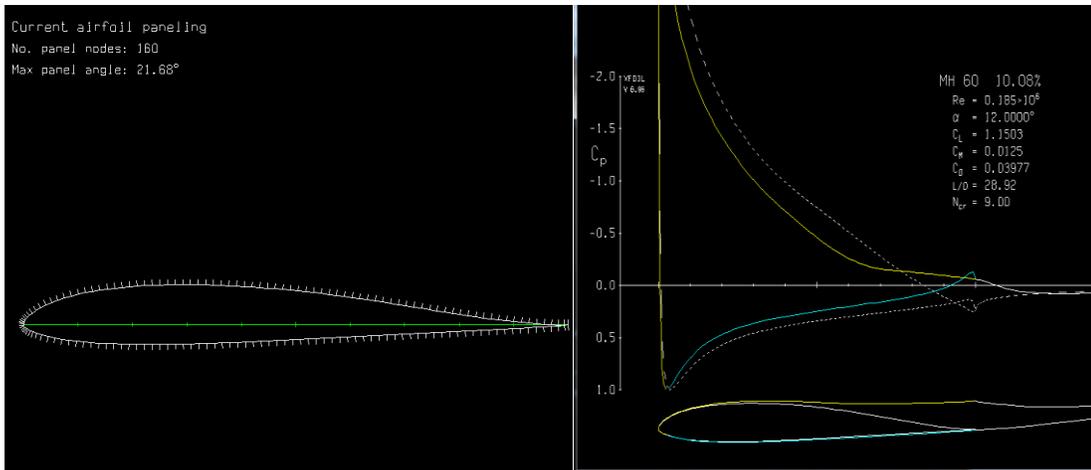
Grafica 2a y 2b. Iteraciones de datos a diferentes ángulos y Curvas polares.



Fuente: Xfoil. Bogotá, Colombia: 2014; Autor.

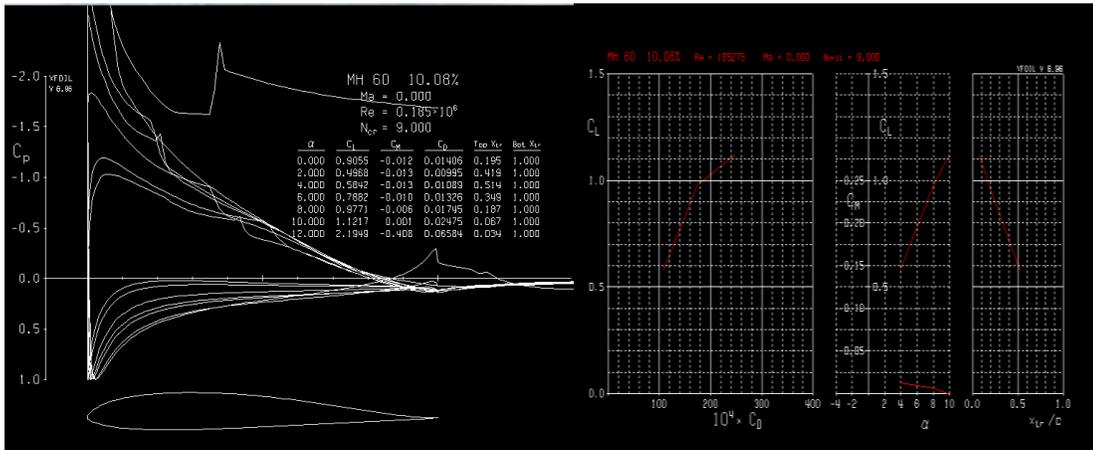
Las siguientes Graficas (3-4); Muestran el análisis para el perfil MH60 que se estudió en el programa Xfoil, para obtener algunos datos preliminares.

Grafica 3a y 3b. Coeficientes para Perfil MH60 y Geometría de paneles a (RE=185000) a  $\alpha$  12°



Fuente: Xfoil. Bogotá, Colombia: 2014; Autor.

Grafica 4a y 4b. Iteraciones de datos a diferentes ángulos y Curvas polares



Fuente: Xfoil. Bogotá, Colombia: 2014; Autor.

Según los anteriores datos y descontando los errores de construcción y otros inherentes debido a variables que no contempla el software (como variación de la densidad y condiciones de capa limite), la selección de 0.9 como  $C_L$  y el área alar es acertada ya que es un valor conservativo, que sin problema alguno se obtendrá durante la operación. Obsérvese que los valores de coeficiente de momento son muy cercanos a cero en todo el rango de variaciones del ángulo de ataque lo que es primordial para la estabilidad y control del vehículo al no contar con estabilizador horizontal

Al igual que en el caso anterior se puede afirmar que los datos obtenidos del estudio de este perfil en el programa XFOIL son cualitativamente congruentes con los obtenidos del análisis teórico, los datos extraídos de las curvas polares y análisis de selección de perfil.

Se evidencia en los resultados que los valores de  $C_L$  son un poco más altos que los del perfil MH60 pero los valores de  $C_m$  son ligeramente superiores, lo que no favorece la estabilidad del vehículo, pero este perfil es un buen candidato para ser empleado en las puntas de los planos de sustentación.

### 3.2 COMPORTAMIENTO EN XFLR5

Es importante para determinar si la configuración actual cumple con las características necesarias para el control y estabilidad. Para ello fue necesario hallar los coeficientes de sustentación, resistencia y momentos requeridos con ayuda del programa XFLR5 el cual utiliza el VLM.<sup>9</sup>

El VLM va a permitir calcular las fuerzas de sustentación y resistencia inducida en una superficie alar de forma rápida y con buena precisión, a pesar de que trata al flujo como no viscoso y por lo tanto no está en capacidad de predecir la resistencia al avance producido por los esfuerzos cortantes ni la pérdida del ala, sin embargo, calcula fuerzas aerodinámicas en configuraciones no planas.

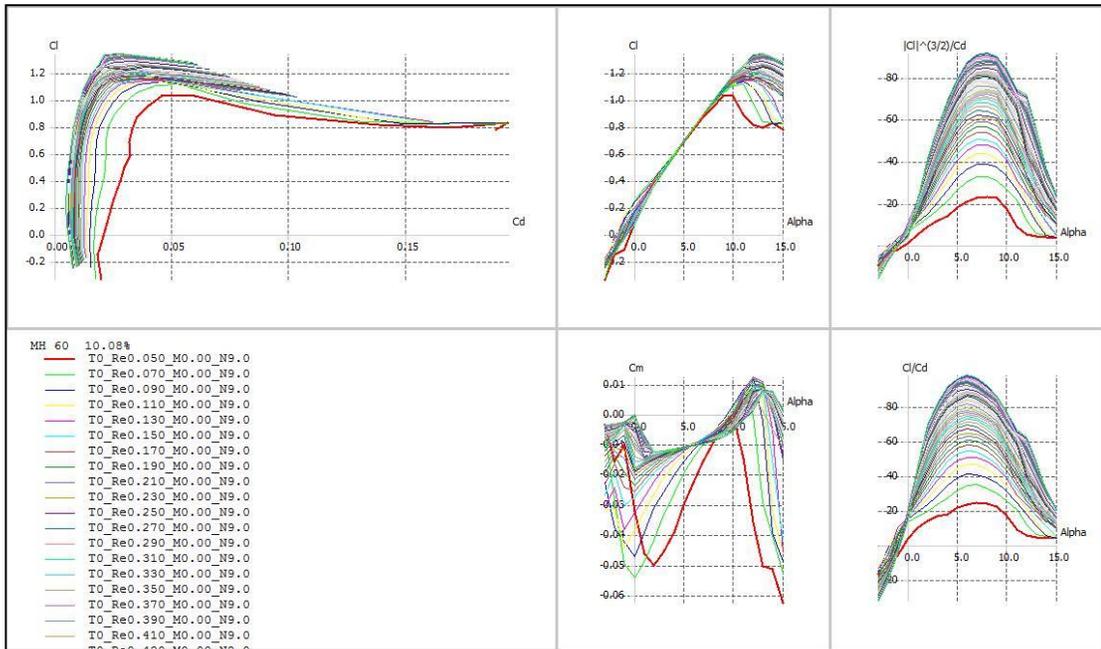
La grafica polar de un perfil representa sus valores de coeficiente de sustentación (Cl) y coeficiente de resistencia (Cd). Estos valores se toman de la experimentación realizada en el túnel aerodinámico, o de modelos matemáticos. Un perfil tiene una curva polar para un número de Reynolds determinado (en este caso  $Re=50000$  a  $920000$ ), para conocer el comportamiento del perfil en el modelo, debería tener acceso a las curvas para los números de Reynolds a la cual volará. La grafica polar resulta muy útil en la elección del perfil aerodinámico en cada una de sus aplicaciones, pues muestra el margen de sustentación bajo por el cual la resistencia se mantiene en los límites adecuados.

Una vez definido el rango de  $Re$  y las demás opciones del análisis, pulsando el 6º icono por la izquierda aparecerá la polar del perfil. Algunas de estas gráficas son bastante relevantes a la hora de estudiar el comportamiento de nuestro futuro avión. (Figura 5).

---

<sup>9</sup> Vortex Lattice Method

Grafica 5. Curvas  $(C_l/C_d)$ ,  $(C_l/\text{Alpha})$ ,  $(C_l^{3/2}/C_d)$ ,  $(C_m/\text{Alpha})$  y  $(C_l/C_d)/\text{Alpha}$  ( $\text{Re}= 50000$  a  $92000$ )

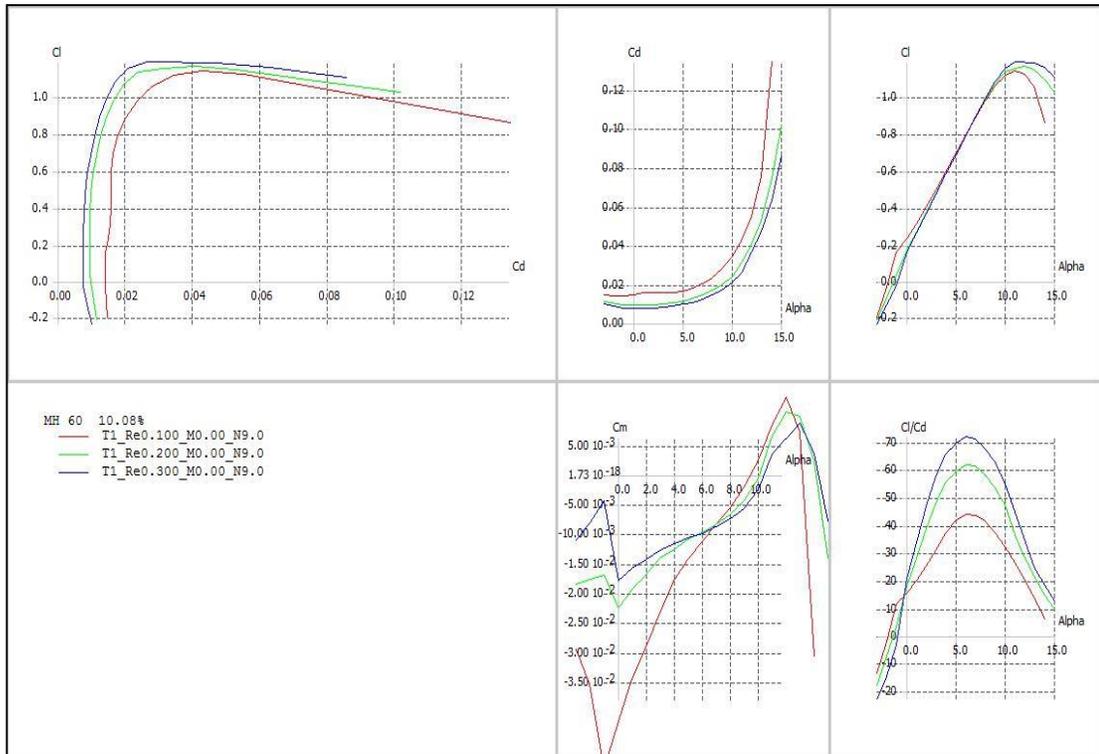


Fuente: Xflr5. Bogotá, Colombia; Autor

Estos gráficos aportan una información muy valiosa de cara al diseño y a las performances de los perfiles, además de representar de manera clara el comportamiento de éstos a medida que aumenta el  $\text{Re}$  o el ángulo de ataque. De aquí podremos obtener algunos datos básicos, tales como mínima resistencia, máxima fineza, mínima velocidad de descenso y velocidad de pérdida.

Después de comprobar los gráficos y los datos obtenidos anteriormente se quiere generar un análisis detallado realizando las mismas graficas pero con un  $\text{Re}$  más específico, casi llegando al que planteamos en el túnel de viento que es de ( $\text{Re}= 100000$  a  $300000$ ). (Grafica 6)

Grafica 6. (Curvas  $C_l/C_d$ ),  $(C_d/\text{Alpha})$ ,  $(C_l)/\text{Alpha}$ ,  $(C_m/\text{Alpha})$  y  $(C_l/C_d)/\text{Alpha}$ ). ( $Re= 100000$  a  $300000$ )



Fuente: Fuente: Xflr5. Bogotá, Colombia; Autor.

Este Reynolds es específico para que caracterice e identifique las curvas de manera estable y cómoda antes obtenidas, el procesamiento de datos y represente significativamente el rango de  $Re$  antes analizado.

#### 4 DETERMINACIÓN DE MEDIDAS Y PARÁMETROS DEFINITIVOS DEL SKY UP.

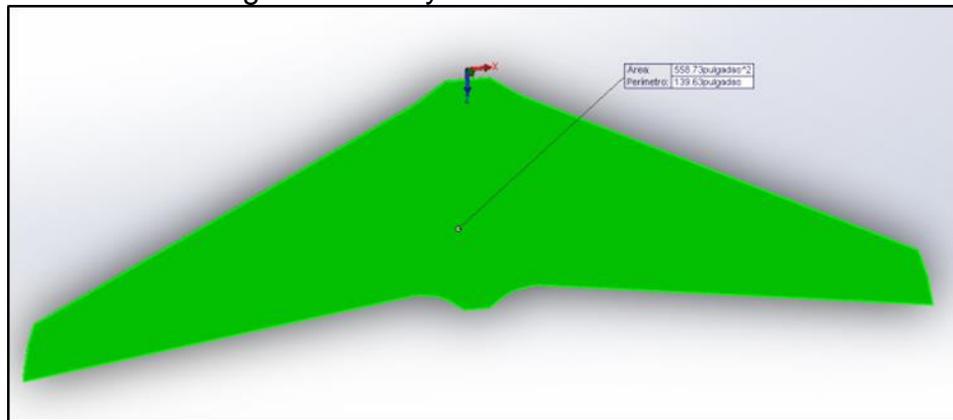
Según los datos analizados que se extrajeron anteriormente el valor máximo de peso al despegue ( $W_{TO}$ ), es de 2.04 Kg (4.5 lb), 0.125 kg (0.3 lb) más que los 2 Kg empleados en la estimación inicial de la superficie alar, luego se efectuó un nuevo análisis que competía en el ajuste de área y velocidades, para que estos nuevos valores se asumieran en el ajuste de la geometría y plataforma alar (ver Tabla 6. y Figura 9.)

Tabla 6. Parámetros definitivos del Sky UP

<b>W<sub>TO</sub></b>	2.04 Kg (4.5 lb)
<b>V<sub>S</sub></b>	37 km/h (23mph)
<b>V<sub>L</sub></b>	42.6 km/h (26.5 mph)
<b>R<sub>E</sub></b>	178811
<b>CI</b>	0.9
<b>S</b>	0.33m <sup>2</sup> (3.5 ft <sup>2</sup> )

Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014; Datos obtenidos (Anexo A)

Figura 9. Dimensiones geométricas y características iniciales del ala.



Fuente: Solidworks-GICA. Bogotá, Colombia: 2014

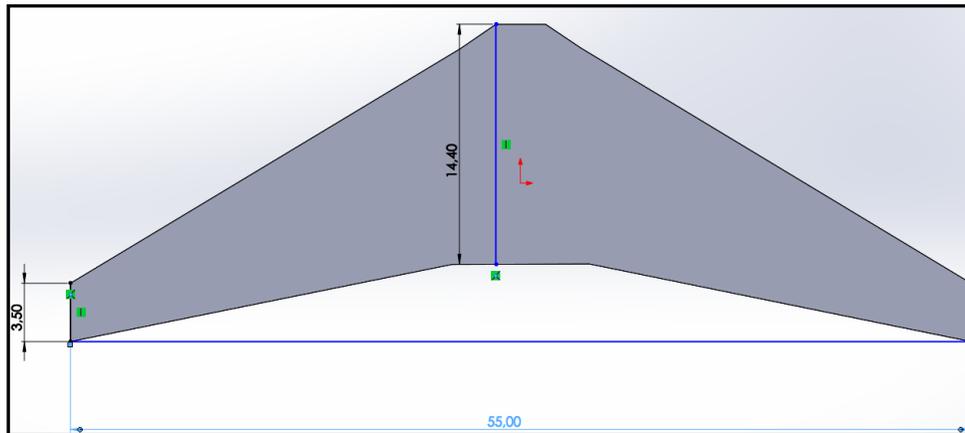
Dimensiones, geometría y características iniciales del ala (Figura 9 y 10), con base en los parámetros propuestos previamente (Tabla 6 y 7).

Tabla 7. Datos específicos del perfil alar

Variable		S. Ingles		S. I.	
Cuerda de Raíz	<b>C<sub>ROOT</sub></b>	14,4	in*	0,366	m
Cuerda de punta	<b>C<sub>TIP</sub></b>	3,5	in*	0,089	m
Velocidad de perdida	<b>V<sub>s</sub></b> :	24	mph	10,729	m/s

Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014; Datos obtenidos (Anexo A)

Figura 10. Geometría inicial del ala



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014; Datos obtenidos (Anexo A)

En dicho contexto el valor de  $RE$  en las condiciones de velocidad de pérdida para  $MAC$ ,  $C_{ROOT}$  y  $C_{TIP}$  son<sup>10</sup>:

$$RE_{MAC} = 185275$$

$$RE_{C_{ROOT}} = 269491$$

$$RE_{C_{TIP}} = 65501$$

## 5 EVALUACIÓN DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO EN EL LABORATORIO TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO.

Los ensayos se realizaron en el túnel aerodinámico del programa de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Los Libertadores, En la elaboración de los prototipos a escala del perfil de ala del Sky up, analizando el comportamiento que tendrá en el túnel.

El propósito de los ensayos es determinar que los datos que se tiene preliminarmente puedan ser constatados y previamente analizados para poder efectuar las gráficas reales y hacer la construcción del prototipo.

<sup>10</sup> TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44

Teniendo en cuenta que el Sky UP es un diseño fundamentalmente de ala volante como se observa en la (Figura 10), se puede considerar que el modelo para túnel del ala (3D) constituye un modelo apropiado tanto para el ala como para toda la aeronave, de tal manera que la sección de anclaje del modelo dentro del túnel, a su vez representa la incidencia del fuselaje en su comportamiento aerodinámico.

## 5.1 TÚNEL DE VIENTO

El túnel de viento es una herramienta de investigación que, permite realizar estudios de las características aerodinámicas que muestran los cuerpos al interactuar con el aire o, visto desde otro aspecto, el efecto que produce en el aire la introducción de un objeto determinado.

La calidad de esta herramienta reside en la posibilidad de realizar estudios de modelos a escala (escalas de reducción), del prototipo real. Esta posibilidad reduce los costos y mejora el diseño final del prototipo. Claro está que el uso de esta herramienta es fructífero si está correctamente diseñada, es decir, si cada uno de sus elementos constituyentes cumple con los requisitos de funcionalidad requeridos. Uno de estos requisitos es lograr un flujo perfectamente laminar que permita evidenciar con claridad las líneas de corriente manifestadas por las partículas de humo. Otro requisito, no menor que el anterior, es mantener una presión aproximadamente constante en la cámara de análisis (sección del túnel empleada para colocar objetos y analizar sus características aerodinámicas) y un intervalo de velocidades.

Figura 11. Configuración típica de un túnel de viento



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014

Como se enunció con anterioridad, uno de los objetos de la investigación es evaluar el comportamiento aerodinámico en el laboratorio, y nos proporcione los datos que tendrá el Sky up en condiciones reales, el túnel de viento brinda la ejecución de experimentos (condiciones de presión, velocidad y tipo de flujo). Para explicar de manera clara la simulación, que permite evidenciar las características el comportamiento del perfil en el túnel de viento.

## 6 PARAMETRIZACION DE PRUEBAS EN EL LABORATORIO, SEGÚN LAS CARACTERÍSTICAS PROPIAS DEL MODELO Y SECCIÓN DE PRUEBAS DEL TÚNEL.

Entre los datos técnicos más relevantes de este equipo se puede señalar el tramo de trabajo que tiene como medidas, la sección transversal de 400 x 600 mm<sup>2</sup> y un largo de 600 mm. Para llevar a cabo las pruebas de los prototipos de los perfiles

Al llevar a cabo las pruebas hay que tener en cuenta ciertos aspectos en el cual minimizar los errores de montaje, dentro de esto se le sitúa una varilla de soporte de 12 mm de diámetro a los prototipos en la base para que ellos tenga una firmeza como primera característica y para poder montarlos sobre la balanza el cual nos dará datos de Lift, Drag y Momento. Una vez montado el modelo se procedió a ajustar la balanza, después colocamos en nivel el perfil, con el fin de eliminar los errores por influencia de mal ajustes.

Finalmente se procede a poner el perfil en posición para hacer las medidas y el comportamiento real que tendrá.

## 7 CONSTRUCCIÓN DE LOS MODELOS A ESCALA DEL SKY UP PARA PRUEBAS EN TÚNEL

### 7.1 CONSTRUCCIÓN

Para determinar las características de construcción del modelo para pruebas en vuelo es necesario tener en cuenta la incidencia de la escala en su comportamiento, a partir de ello se utiliza el teorema de  $Pi$  que relaciona el factor de la escala geométrica. El cual al cumplirse, se puede determinar

perfiles adimensionales de velocidad iguales en modelo y prototipo<sup>11</sup>. donde la velocidad del prototipo  $V_p$ , se mide en el modelo como  $V_m$ , y luego multiplicarla por el factor de escala:

$$V_p = \text{Escala} * V_m$$

Teniendo en cuenta dentro de los objetivos se requiere conocer las condiciones reales de vuelo del Sky Up. Estas están determinadas por el peso del modelo, la velocidad de operación en fases determinadas de la misión y las condiciones atmosféricas, la variable a determinar es la velocidad de operación en condición en las fases de la misión; Por tal razón la condición estándar de análisis se selecciona la velocidad de crucero.

Partir de lo anterior se ajusta las condiciones de vuelo del prototipo que se ven afectadas por su peso y condiciones atmosféricas diferentes de la experimentación, manteniendo la variable de velocidad de crucero  $V_c$ , este prototipo se diseña de manera simplificada permitiendo mantener dichas condiciones en su fase de descenso.

Desde las condiciones que se proyectan para el prototipo se resaltan los  $Re$  de operación para así determinar los  $Re$  y geometría teniendo en cuenta las reducciones de escala y condiciones atmosféricas para la experimentación en túnel de viento.

Conociendo las condiciones de  $Re$  generales para toda la operación del Sky Up, se concibe un modelo matemático que conceda simular en  $X_{flr5}$  y un modelo teórico del comportamiento aerodinámico del Sky Up en su etapa de descenso, a partir de allí se logra seleccionar el  $Re$  característico y estable que desde el teorema  $Pi$ , esto permite conseguir las velocidades experimentales en túnel, que posteriormente se ajustan a las velocidades del prototipo, que teniendo en cuenta las variaciones de peso y condiciones atmosféricas que tiene con respecto el prototipo real admite recrear las características de vuelo en etapa de descenso reales del Sky Up.

---

<sup>11</sup> Sebastián Pérez by Scribd. Memorias de clase Fenómenos de transporte Licenciatura en ciencia y tecnología, clase 7, [en línea] fuente en: [es.scribd.com/doc/207899694/clase7](https://es.scribd.com/doc/207899694/clase7). Julio 2014, p. 80-82.

### 7.1.1 SELECCIÓN DE MATERIAL

El material que se manejó en la construcción de los prototipos debe cumplir con las siguientes características: como primera medida debe poseer firmeza estructural, alto margen de resistencia y finalmente debe tener en cuenta el fácil manejo para la elaboración de los modelos, ya que en su construcción no se emplean maquinas ni herramientas especiales.

Las pruebas se hicieron con el modelo del perfil MH 60, el cual se hizo un primero modelo a escala 1:3 (Figura 12), en el que este no funciono por que el modelo era muy pequeño y flujo de viento se estaba comportando de manera tal que no registraba datos en alguna de sus tres variables(L,D,M).

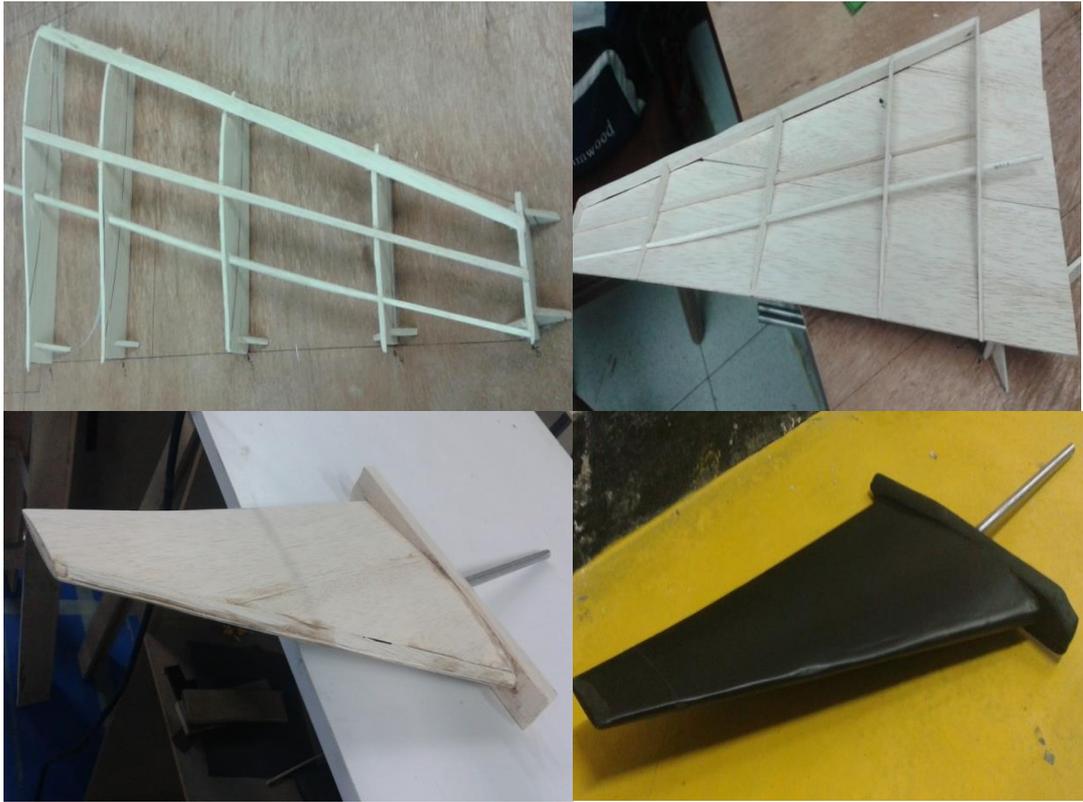
Figura 12. Modelo del perfil a escala [1:3]



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014

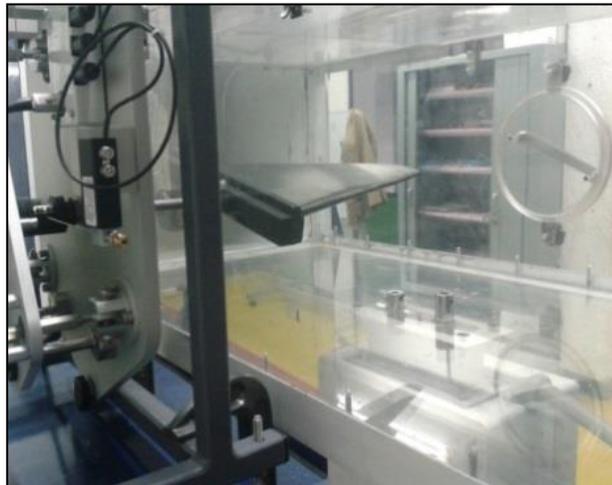
Después se construyó un modelo del mismo perfil MH 60 y este se realizó a una escala de 1:1.4 (Figura 13), se registraron resultados más acertados, con diferentes ángulos de incidencia, estas pruebas se variaron las velocidades en un rango de 8 a 24 m/s.

Figura 13. Construcción del modelo del perfil a escala [1:1.4]



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014

Figura 14. Pruebas en túnel de viento

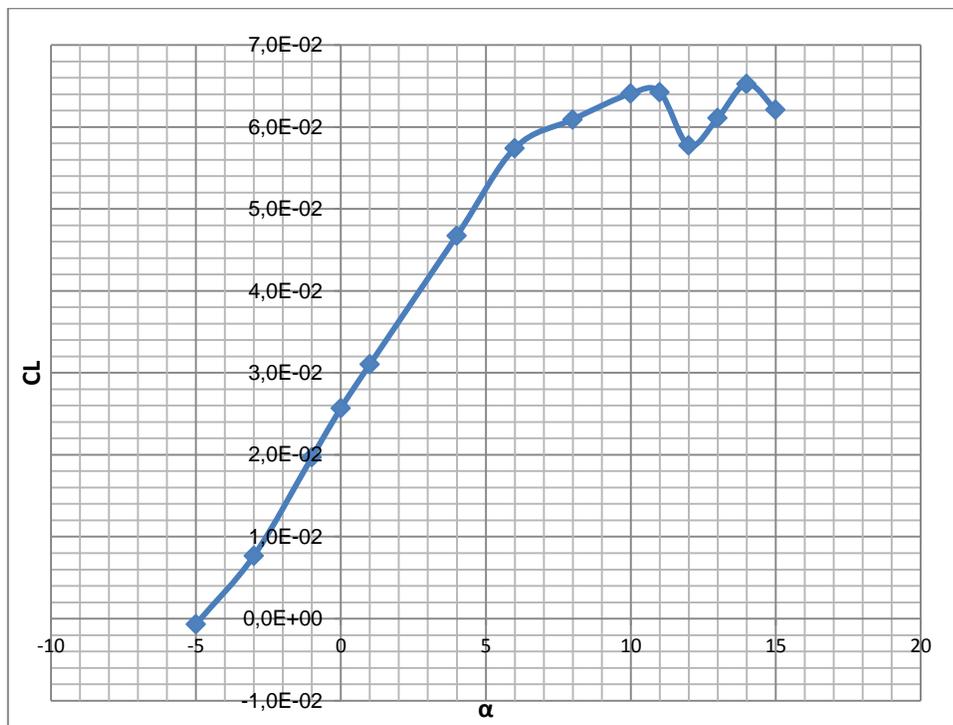


Fuente: Autor. Bogotá, Colombia: 2014

## 8 ANÁLISIS Y TRATAMIENTO DE RESULTADOS DE PRUEBAS EN CURVAS DE COMPORTAMIENTO

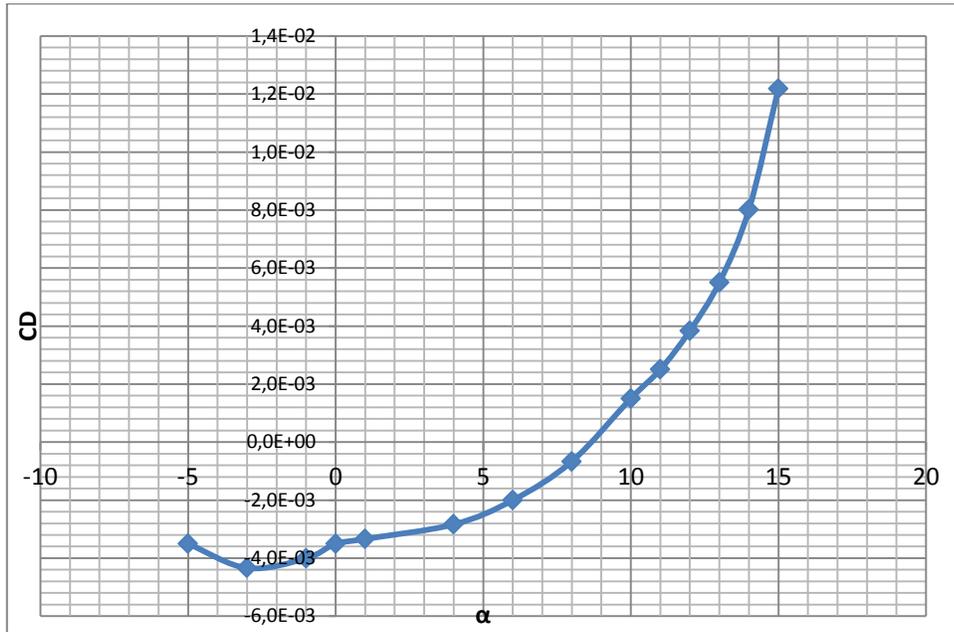
En este caso se analizaron el comportamiento que tenían los perfiles aerodinámicos mediante tablas de Excel, curvas obtenidas y validadas analíticamente. Una vez corroborado los datos que se obtienen en el túnel de viento se verifican mediante modelos matemáticos y gráficos.

Grafica 7. Validación de los coeficientes de Lift.



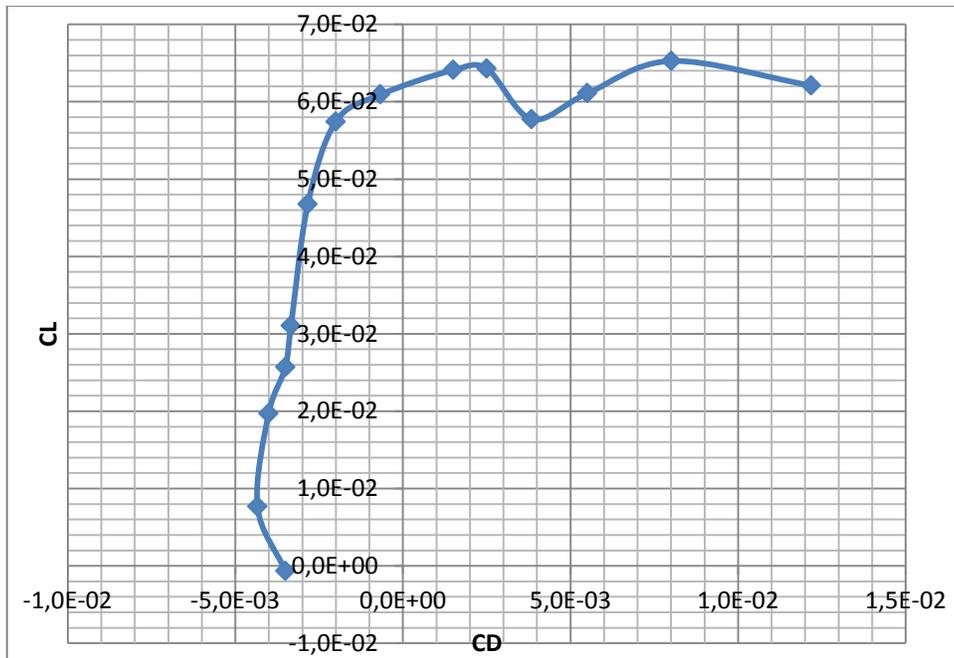
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autor.

Grafica 8. Validación de los coeficientes Drag.



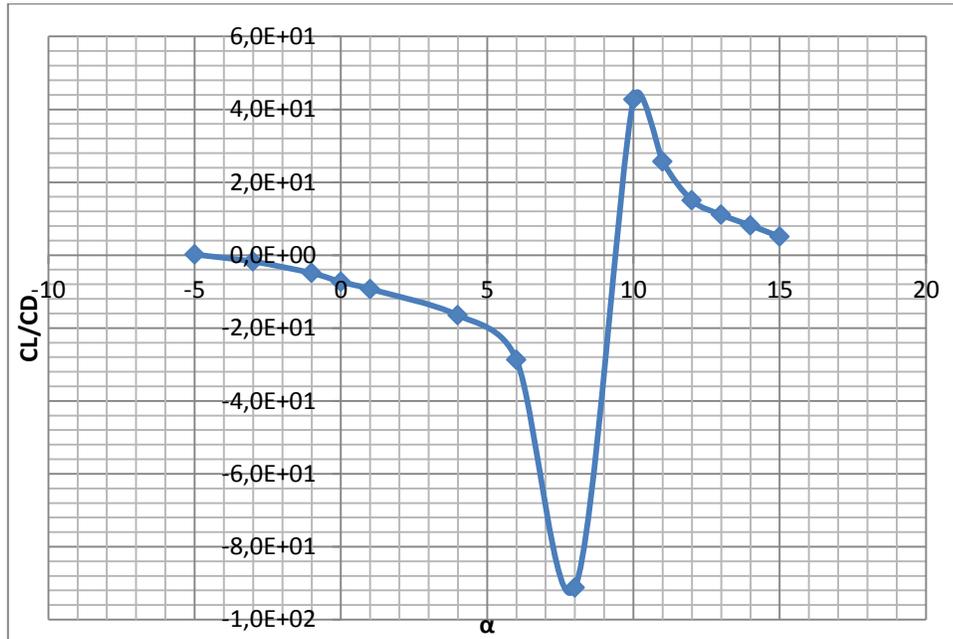
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autor.

Grafica 9. Validación de Drag polar



Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autor

Grafica 10. Validación de eficiencia aerodinámica



Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autor

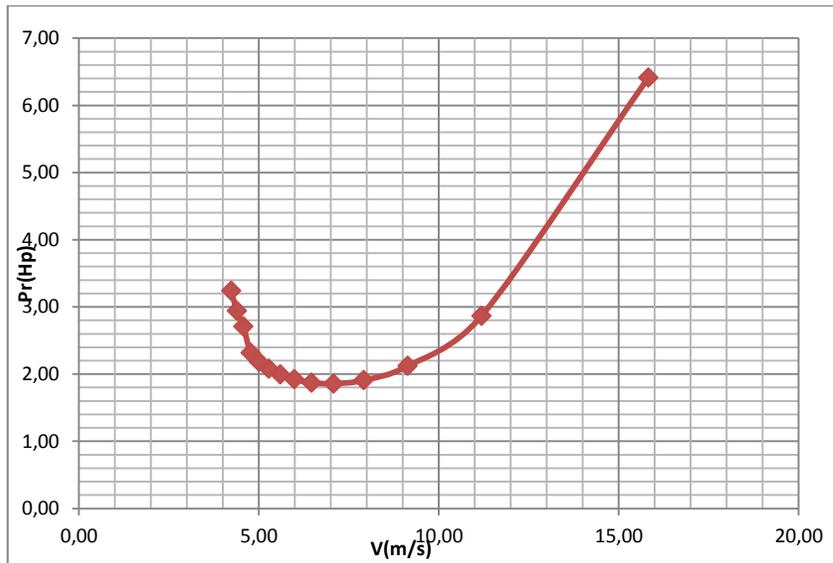
### 8.1 RESULTADOS DE DATOS SIGNIFICATIVOS.

Los resultados obtenidos en las gráficas se evidencian para ángulos de ataque comprendidos entre  $-3^\circ$  y  $14^\circ$ , a partir de estos ángulos de ataque se empieza a notar una diferencia aceptable. Las diferencias entre el Lift y el Drag en ángulos superiores a los 5 grados se puede atribuirse los efectos que producen las paredes del túnel y el desajuste que puede adquirir la balanza por no estar definida en un solo sitio, produciendo una des calibración y este arrojando datos no tan confiables. A pesar de las diferencias y los errores que podemos encontrar se puede precisar que la eficiencia aerodinámica nos brinda resultados confiables para el desarrollo final del Sky Up.

### 8.2 EMPUJE Y POTENCIA

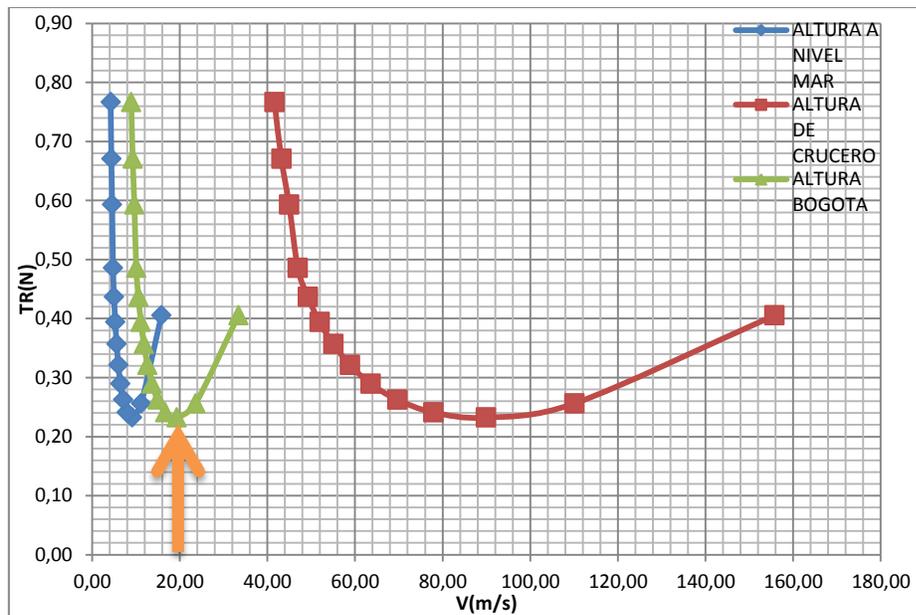
Al hacer el desarrollo matemático sobre que potencia y empuje es necesario para las diferentes velocidades que vaya adquirir en su descenso (ver Anexo B), se pudieron obtener los siguientes resultados. (Figura 11)

Grafica 11. Potencia requerida



Fuente: Excel, Bogotá, Colombia; Autor

Grafica 12. Empuje requerido a nivel del mar, altura de crucero y altura en Bogotá.



Fuente: Excel, Bogotá, Colombia; Autor.

Se puede observar en la (Grafica 12) que en la curva de empuje tenemos las velocidades máximas para las alturas requeridas, como los es a nivel del mar, nivel de Bogotá, y la de crucero de la aeronave. Estas alturas son definidas en el (Anexo C, Tabla 18.)

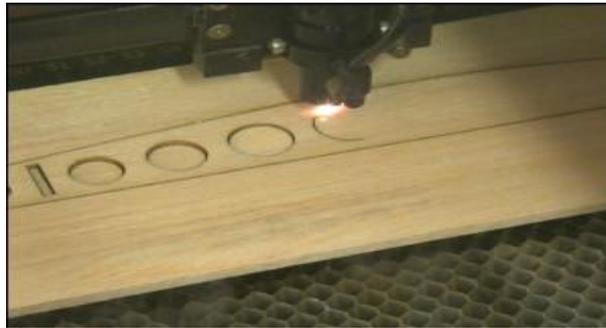
Los resultados obtenidos son analizados y previamente demostrado con los modelos matemáticos, Se tendrá una variable importante y es el uso del motor eléctrico que influirá y habrá cambios en la configuración del sistema. (Ver Anexo B).

## 9 CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO DEL SKY UP PARA PRUEBAS REALES DE VUELO.

### 9.1 CONSTRUCCIÓN DEL MODELO

El modelo se construyó teniendo en cuenta las dimensiones descritas en el modelo en el CAD para poder hacer el corte de las costillas y un proceso de mecanizado con láser, como se observa en la Figura 15.

Figura 15. Corte de las costillas a laser



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Después de realizar el corte láser, se procede a eliminar el material sobrante que queda en las costillas, haciendo un lijado muy mínimo.

En la Figura 16. Se puede observar la alineación de las costillas con sus respectivos Jigs<sup>12</sup>, esto se realiza para que entre las costillas no tengan variaciones de ángulos de ataque y todas queden alineadas, luego de este paso es poner unos largueros entre las costillas para que ellas tenga una rigidez estructural como se observa en la Figura 17.

---

<sup>12</sup> Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press

Figura 16. Alineación de Jigs



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Figura 17. Pegado de largueros a las costillas



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Al terminar de la alineación de las costillas y el pegado entre ellas, se procede a hacer un laminado con la piel de balsa, como lo muestra la Figura 18.

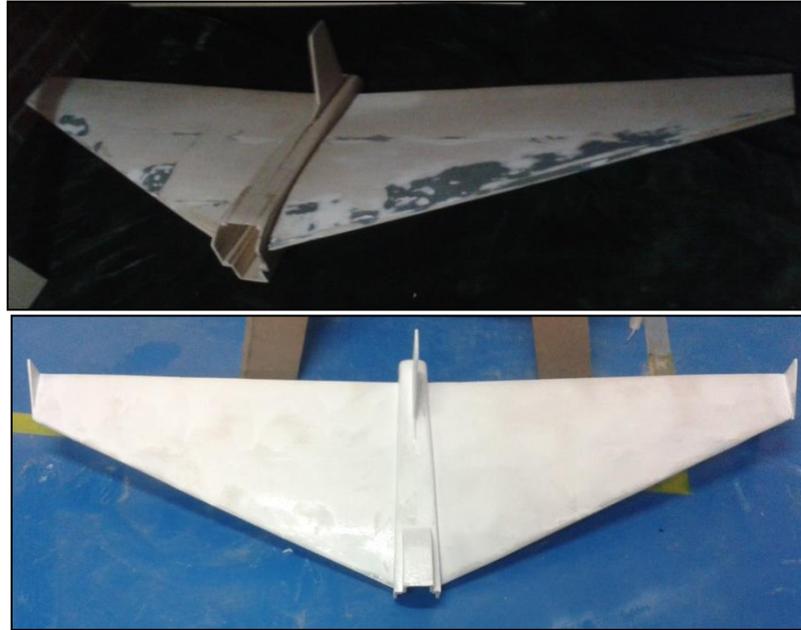
Figura 18. Pegado de la piel a las costillas



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor.

Al terminar todo el proceso de construcción se establece el desarrollo de la góndola, la corrección de imperfecciones de la madera aplicándole un poco de resina o masilla, después de este proceso se pintó y se balanceo correctamente para poder realizar las pruebas de vuelo. (Figura 19)

Figura 19. Prototipo corregido y terminado.



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

## 10 DISEÑO DE PRUEBAS PARA ANALIZAR SENDA DE PLANEEO.

Se diseñaron unos ensayos de vuelo con el prototipo para poder obtener una reseña experimental real del Sky Up en su etapa de descenso.

### 10.1 VUELOS DE PRUEBA EXPERIMENTALES DEL SKY UP EN AMBIENTE REAL.

Para las pruebas de vuelo se asumió que el prototipo al llegar a una velocidad de crucero previamente obtenida por un modelo matemático el comportamiento que debe asumir el modelo es planear, ya que no se utilizaran ningún mecanismo de propulsión como motores eléctricos , ni tampoco superficies sustentadoras móviles.

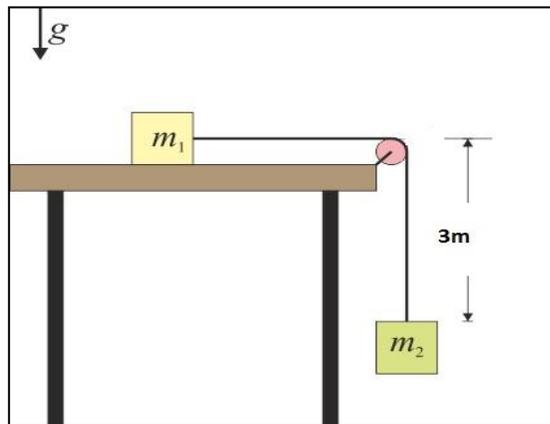
## 10.2 PRUEBA DE VUELO NUMERO [1]

En la primera experimentación lo que se quiere es llegar a que el prototipo logre una velocidad de 20 m/s que es la velocidad de crucero que va a obtener en la altura a nivel de Bogotá. Para que el prototipo nos brinde el comportamiento de planeo que puede obtener cuando este descendiendo.

### 10.2.1 Construcción De Prueba De Vuelo Numero [1]

Para esto se ha diseñado un mecanismo bastante simple de poleas y pesos que funciona, mediante un riel fabricado por dos listones de madera para que sirva como conductor de la aeronave y esta tenga un sistema de gancho que lo sujete una cuerda el cual tendrá en su extremo un peso, así como se muestra en la Figura 20.

Figura 20. Mecanismo de poleas



Fuente: Internet, Bogotá, Colombia; 2014. Modificada por Autor. Fuente se encuentra: <http://laplace.us.es/wiki/index.php/Archivo:Dos-masas-mesa.png>

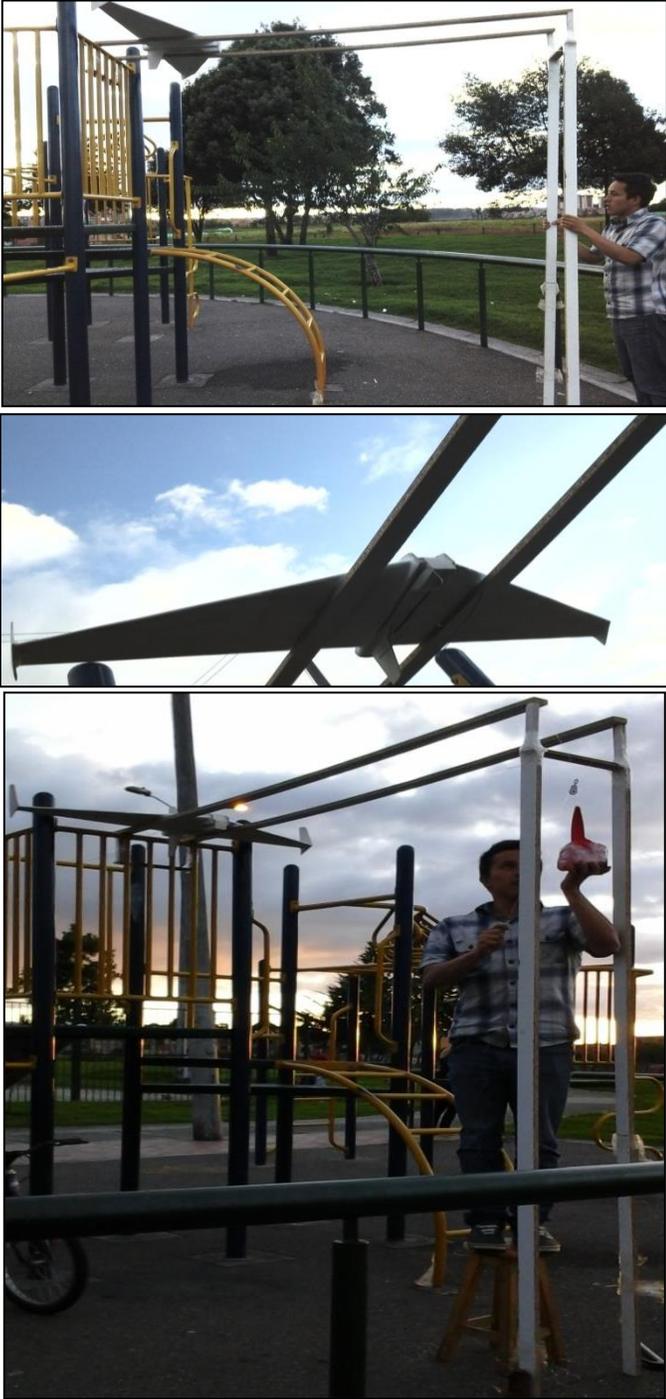
Con los datos anteriores y unos datos iniciales como nos muestra la (Tabla 8). Se empieza la realización de las pruebas experimentales reales.

Tabla 8. Datos para vuelos experimentales

$m_1$	0,5 kg
$g$	9,78 m/s <sup>2</sup>
$V_f$	20 m/s
$h$	3m
$m_2$	3-7 kg

Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Figura 21. Pruebas reales



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Para conocer cuál es la velocidad final real que va a obtener el prototipo usamos la siguiente ecuación:

Ecuación 1. Velocidad Final en caída libre

$$V_f = V_o + 2g * h$$

$$V_{f_1} = 7,67 \frac{m}{s}$$

Esa es nuestra velocidad real alcanzada por el prototipo, ya que encontramos una serie de inconvenientes, si queríamos llegar a la velocidad final de crucero que son 20 m/s en la altura de Bogotá, tendríamos que tener unos rieles de más de 22 m, y nuestra limitante es que solo se consiguieron de 3 m máximo.

se puede observar (Figura 22), que el prototipo en esta prueba logro una distancia de planeo de 3,5 a 4,5 m variando el peso que era entre 3 a 7 kg, y mirando que su comportamiento aerodinámico de planeo no se observó en su totalidad por la velocidad que se logró, ante esto podemos definir que obtuvo una sustentación aceptable.

Figura 22. Vuelo final en planeo.





Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

### 10.3 PRUEBA DE VUELO NÚMERO [2]

Para esta segunda experimentación se empezó a analizar los factores críticos que no hicieron posible la anterior prueba, en cual se localizaron que era la altura y distancia recorrida del prototipo, es decir no se tenían unos rieles con mayor longitud de 3 m.

#### 10.3.1 Construcción De La Prueba De Vuelo Numero [2]

Para la alteración de la altura se pensó en hacer una polea lo suficientemente grande que nos eliminara esta variable, el cual se encontró un motor que nos producía 3400 Rpm y se empezó a calcular de la siguiente ecuación:

Ecuación 2. Despeje de ciclos sobre minuto para resultar en radianes.

$$\frac{c}{min} * \frac{1}{60 s} = \frac{c}{s} = rad$$

Dónde:

C: ciclo  
min: minuto.

El motor que tenemos para las pruebas nos brinda el siguiente dato de potencia de 3400 Rpm las convertimos a ciclos sobre radianes, el equivalente es 57,5 c/rad.

Ecuación 3. Velocidad tangencial

$$Vt = w * r$$
$$r = \frac{Vt}{w} = \frac{20}{57,5}$$
$$r = 0,35 \text{ m}$$

Dónde:

Vt= velocidad tangencial  
r= radio  
w= velocidad angular

Podemos continuar el proceso y ya sabiendo que necesitamos una polea de 35 cm de radio, (Figura 23), para poder reemplazar la altura con el mecanismo que se piensa ejecutar, el cual consiste en que la polea hale la cuerda y esta a su vez le dé la velocidad que se quiere lograr.

Figura 23. Construcción de polea y rieles



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Con la construcción de la polea se encontró la dificultad y fue el motor, que no pudo moverla por ser tan grande, así se le aplicara una fuerza manual a la polea para que arrancara, el motor tendría que por lo menos mientras establece su velocidad constante, haberse consumido más de 80 metros de

cuerda para empujar el avión y sacarlo a planeo con la velocidad deseada. Ante estos podemos decir que esta prueba no es viable.

#### 10.4 PRUEBA DE VUELO NÚMERO [3]

En esta experimentación se realizó el mismo principio de las poleas pero con la diferencia que se utilizaran dos poleas sobre un eje (Figura 24), que la polea más pequeña sea la que soporte la caída del peso mientras la grande proporciona el movimiento a la velocidad deseada.

Figura 24. Poleas sobre un eje, diferente diámetro



Fuente: Bogotá, Colombia; Autor

Al desarrollar esta prueba y estar a punto de alcanzar la velocidad propuesta, encontramos una falla el cual era que el prototipo al llegar a estas velocidades no podía resistir estas gravedades que eran superiores a 4.

Esto nos hace tomar como viabilidad, que para estos materiales no se podrían realizar estas pruebas.

#### 10.5 PRUEBA DE VUELO NÚMERO [4]

Esta prueba solamente se planteó ya que hay muchísimo riesgo de realizarla, porque puede atentar con la integridad física de la persona. Esta consiste que una motocicleta, en este caso una de alto cilindraje, que nos permite alcanzar una mayor velocidad en corta distancia. Se le ponga una estructura de madera que repose el aeromodelo, esta estructura debe tener las características similares a las de la prueba número uno, unos rieles de una distancia más corta. Cuando la motocicleta alcance la velocidad de 72 km/h que su equivalencia es 20 m/s, esta velocidad la podemos referenciar en la (Grafica 12), señalada en la curva de altura de Bogotá. La maniobra que tiene que realizarla motocicleta es de un frenado, y este haciendo que el aeromodelo tome la aceleración de la motocicleta y esta surja sobre los rieles

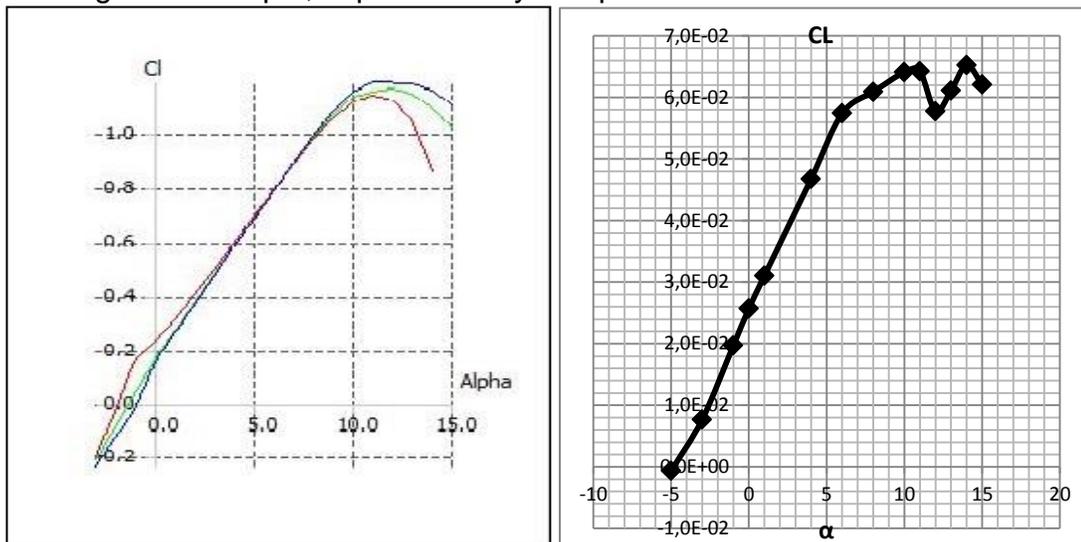
de la estructura, así decir que el aeromodelo tiene la velocidad propuesta, y que cumpla con el comportamiento de planeo; luego hacer las respectivas mediciones y hacer un registro fotográfico.

## 11 COMPARACION DATOS COMPUTACIONALES CON DATOS EXPERIMENTALES

Para nuestra comparación se presentan las gráficas de los datos obtenidos computacionalmente en XFLR5 y se comparan con los datos experimentales (túnel de viento) que son analizados para la velocidad máxima teórica de 20m/s y la velocidad máxima experimental de 24m/s con una variación de ángulo de ataque de  $-5^\circ$  a  $15^\circ$ . (Anexo A y C)

En la (Gráfica 13), se puede observar que el coeficiente de sustentación varía entre los datos experimentales y computacionales, dado que el ángulo de ataque en el cual el ala comienza a entrar en pérdida, computacionalmente es  $12^\circ$  y experimentalmente es de  $11^\circ$ . Sacando una corta conclusión podemos afirmar que el comportamiento del Sky Up puede ser variable en su descenso.

Grafica 13a y 13b. Comparación del coeficiente de sustentación en función del Angulo de ataque, experimental y computacional.

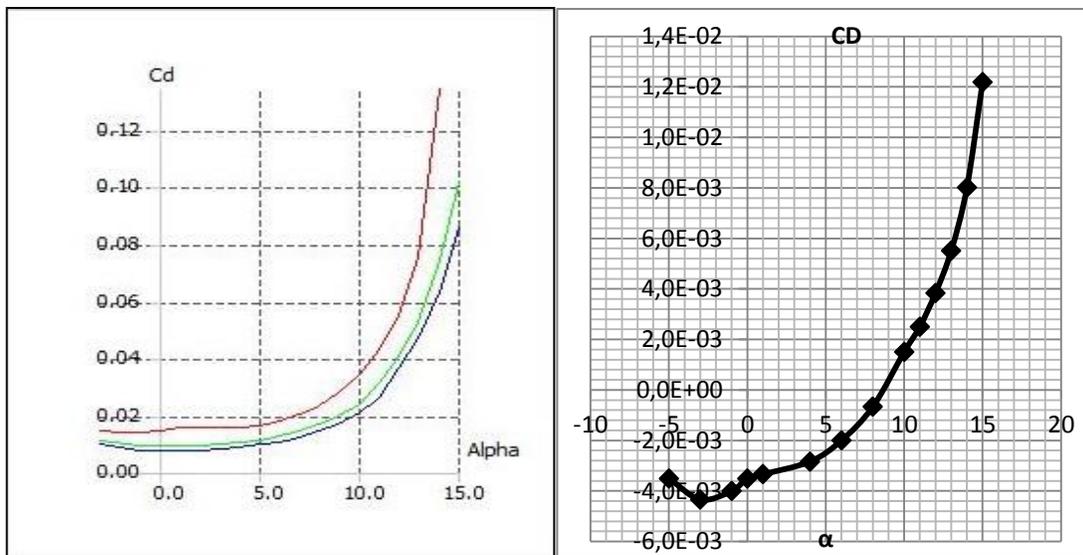


Fuente: Autor. Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Gráfica 14) permite ver que los valores del coeficiente de arrastre experimental se encuentran cercanos a los obtenidos por XFLR5.

Para el ángulo de ataque cero, tanto los valores de las simulaciones como en los experimentales son aproximadamente iguales, la tendencia que se aprecia en los datos arrojados por XFLR5 y los obtenidos experimentalmente son muy cercanos en todos los ángulos expuestos, por lo tanto, se puede considerar que el coeficiente de arrastre es óptimo para el Sky Up para Reynolds bajos.

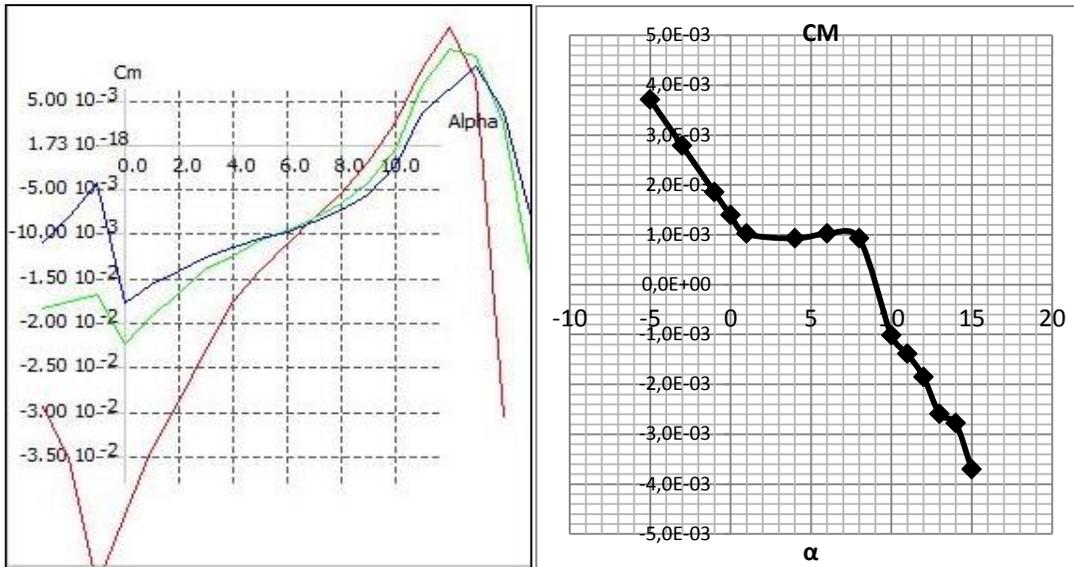
Grafica 14a y 14b.Comparación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Gráfica 15) se puede observar que la experimentación y el análisis computacional el coeficiente de momento es variable, empieza negativo, luego trata de estabilizar en la parte positiva y termina retomando los valores negativos, con esto se puede concluir que el perfil del ala muestra una estabilidad estática.

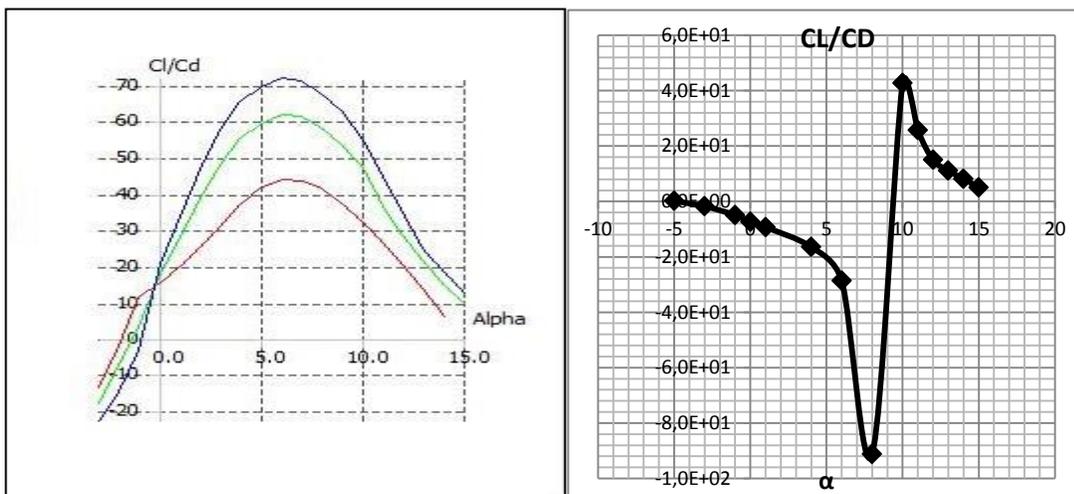
Grafica 15a y 15b Comparación del coeficiente del momento en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.



Fuente: Autor. Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Gráfica 16), la aeronave tiene una velocidad óptima, donde la eficiencia aerodinámica tiene un comportamiento estable y mantiene una autonomía de vuelo eficiente dada por la sustentación. La máxima eficiencia computacional se encuentra cuando el ángulo es de  $6^\circ$ .

Grafica 16a y 16b. Comparación de eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.



## 11.1 ANÁLISIS AERODINÁMICO TRIDIMENSIONAL

La comparación de los análisis obtenidos de los datos experimentales en frente a los adquiridos computacionalmente, se explica en la siguiente tabla.

Tabla 9. Comparación de coeficientes aerodinámicos del Sky Up

Coeficientes Aerodinámicos	Alpha	Exp.	Alpha	XFLR 5	Alpha	Túnel de Viento
CL max	14°	1,37	11°	1,141	11°	0,064
CD max	14°	0,22	11°	0,043	14°	0,008
Cm máx	14°	0,661	0°	0,041	-3°	-0,0043
CL/CD máx	4°	19,53	4°	37,231	-1°	-4,92

Fuente: Autor. Bogotá, Colombia.

El siguiente análisis que nos muestra la (Tabla 9), el coeficiente de sustentación es mayor con XFLR5 a un ángulo de 11°.

El CL máximo es mayor experimentalmente a un ángulo de 14°, comparado con XFLR5 es a 11°, lo cual demuestra que el análisis experimental se encuentra próximo a los datos obtenidos.

La eficiencia aerodinámica (CL/CD) se encuentra a 4°, en la mayoría de los métodos utilizados, podemos decir para este ángulo de ataque es el más óptimo y recomendable para el vuelo en crucero. El alcance máximo que tiene el ala del Sky Up, es mayor experimentalmente a un ángulo de 4°.

En la anterior tabla encontramos valores con los diferentes métodos evaluados, es por esto que se va a calcular un error porcentual para tener un margen por defecto, de los datos extraídos. El error porcentual se saca así:

- % error = [(error teórico - error experimental)/error teórico] x 100%.<sup>13</sup>

Tabla 10 Análisis de error en coeficientes.

	Teórico	Exp.	% Error
CL max	1,37	0,064	0,95
CD max	0,22	0,008	0,96
Cm máx	0,6615	-0,0043	1,01
CL/CD máx	19,53	-4,92	1,25

Fuente: Autor. Bogotá, Colombia.

<sup>13</sup> DE FERMAT, Pierre. Estimando medidas. Tipos de errores en la medición. Monografía de Física, Unidad I Sistemas de Unidades. México D.F. Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo. Ingeniería. 2013.

## 12 CONCLUSIONES

Analizando los resultados por los programas XFOIL y XFLR5, se estimaron características aerodinámicas del diseño como curvas de sustentación, coeficientes de momento, coeficiente arrastre, máxima eficiencia aerodinámica, empuje y potencia requerida. Luego de esto se realizaron análisis de estabilidad y control en el laboratorio de túnel de viento. Finalmente con los datos obtenidos, se diseñaron un prototipo con medidas reales para poder hacer pruebas en ambiente real y saber su comportamiento en senda de planeo.

En los diferentes coeficientes máximos que se lograron obtener en XFLR5 y experimentalmente son muy cercanos, lo cual con esto podemos decir que la diferencia porcentual no sobrepasa el 5%, esto se debe a la relación de aspecto que caracterizo con el ala y su diseño.

Esta información se empleó para realizar el análisis de estabilidad y control. Luego de esto, se realizó el análisis de estabilidad y control de la aeronave a partir de las características y valores obtenidos respecto al programa XFLR5.

Al diseñar y construir el modelo para las pruebas experimentales reales, se realizaron algunas modificaciones en el diseño de las alas, poniendo unos winglets para su control vertical.

A partir del análisis computacional y experimental, se puede deducir que el diseño del Sky Up no es definitivo y que es posible hacer un nuevo diseño para un mejor rendimiento aerodinámico.

El diseño estructural del modelo real se tendrá que construir de tal manera que soporte diferentes gravedades sin que se destruya o tenga falencias de diseño.

Finalmente las pruebas de vuelo se encontraron algunos problemas sobre qué mecanismos se tiene que usar para poder llegar a la velocidad indicada por los análisis experimentales.

El presente proyecto ha permitido evaluar la etapa de descenso del Sky Up cuyos resultados obtenidos muestran condiciones favorables de vuelo para el cumplimiento de la misión teniendo en cuenta las demás conclusiones anteriormente mencionadas. Y que es necesario precisar con más detalle el estudio de las demás etapas de vuelo.

## 13 RECOMENDACIONES

- Para tener una mayor aproximación de las características aerodinámicas se recomienda hacer unas simulaciones en CFD completa del vehículo aéreo no tripulado. Haciendo adiciones de motores y superficies de control.
- Se invita a realizar pruebas adicionales en otros túneles de viento distintos a los de la Fundación Universitaria Los Libertadores, para corroborar los datos obtenidos, poder hacer modificaciones y cambios.
- Se recomienda hacer una calibración del laboratorio de pruebas del túnel de viento, haciéndole mantenimiento más constante a las máquinas y herramientas, para tener un mejor resultado.
- Se recomienda hacer una selección detallada de material, para lograr una buena implementación a la hora de la construcción final de Sky Up.
- Se encontraron diversas dificultades en los lanzamientos del vehículo, muchas veces no se logró que el hiciera el planeo adecuado con la técnica requerida por muchos factores de lanzamiento, se recomienda diseñar un sistema de lanzamiento para obtener mejores condiciones de vuelo con diferentes pesos y ángulos.
- Debe considerarse la posibilidad de diseñar un prototipo que se ajuste de la mejor manera a las condiciones de vuelo del vehículo aéreo, por medio del uso apropiado de las herramientas computacionales disponibles para la creación y análisis de variables.

## 14 BIBLIOGRAFIA

Análisis de las condiciones que favorecen el desarrollo de la actividad convectiva y de las tormentas eléctricas en la Sabana de Bogotá. . Eslava, Jesús y Montoya, Gerardo. [ed.] Universidad Nacional de Colombia. Bogotá: Geofísica Colombiana, 2000, Vol. 4, págs. p 23-30. Grupo de Investigaciones en Meteorología. UNAL.

ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. p 1-417. ISBN 0-07-237335-0.

ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Introduction to Flight, 5 Ed. International Edition, McGraw-Hill, 2005. P 1-350.

ANDERSON, John D Jr. Aerodynamics: Some Fundamental Principles and equations. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 1-417 ISBN 0-07-237335-0.

CARMONA, Anibal Isidoro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Para info, 2000. p. 79-113, (ISBN 84-283-2640-1).

D. M. Atkins (1958). Observations on the Flight, Wing Movements and Wing Structure of Male *Priacma serrata* (Lee.) (Coleoptera: Cupedidae). The Canadian Entomologist, 90, pp 339-347. doi:10.4039/Ent90339-6.

DE FERMAT, Pierre. Estimando medidas.. Tipos de errores en la medición. Monografía de Física, Unidad I Sistemas de Unidades. México D.F. Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo. Ingeniería. 2013 Education Series. 1992. P 1-400.

Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press.

Nasa. (Junio 4 - 2011), What Is Aerodynamics, [En Línea] <http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/what-is-aerodynamics-k4.html#.U9Us5fldWSo>.

National Instruments. National Instruments developer zone. [En línea] 14 de Septiembre de 2011. <http://www.ni.com/white-paper/13034/es/>.

Organización de Aviación Civil Internacional OACI. Anexo 3 Servicio Meteorológico para la Navegación Aérea Internacional. Canadá : s.n., 2007. Raymer, Daniel P. AIAA Aircraft Design: A conceptual approach.

Sebastián Pérez by Scribd. Memorias de clase Fenómenos de transporte Licenciatura en ciencia y tecnología, clase 7, [en línea] fuente en: [es.scribd.com/doc/207899694/clase7](https://es.scribd.com/doc/207899694/clase7). Julio 2014, p. 80-82.

SEARS, ZEMANSKY, YOUNG, FREEDMAN: " Física Universitaria", Vol. I y II, Pearson, 1999.

SERWAY-J "Física para Ciencias e Ingeniería" Vol. 3, Editorial Thomson.

Sierra Giraldo Ingrid Tatiana, Gómez Gómez, Edgar Leonardo, Córdoba Ramírez Andres Rogelio. Fase inicial del diseño e implementación del prototipo de una radiosonda meteorológica recuperable y reutilizable. Fase inicial del diseño e implementación del prototipo de una radiosonda meteorológica recuperable y reutilizable. Cusco: VII Congreso Bolivariano de Ingeniería Mecánica, Octubre de 2012.

TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44

VAISALA. User's Guide Vaisala Radiosonde RS92-SGP. Helsinki, Finland : Vaisala Oyj, 2010.

## ANEXOS

Anexo A  
DATOS AERODIAMICOS

El presente análisis aerodinámico de este anexo, nos muestra a partir de los cálculos aerodinámicos por medio del análisis computacional del comportamiento del Sky Up en su descenso.

Ecuación 4. Número de Reynolds

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} \hat{C}}{\mu_{\infty}}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 37

Dónde:

$\rho_{\infty}$ : Densidad del flujo.

$V_{\infty}$ : Velocidad del flujo

$\hat{C}$ : Cuerda del ala.

$\mu_{\infty}$ : Viscosidad dinámica.

$Re$ : Reynolds

Ecuación 5. Sustentación

$$L = \frac{1}{2} V_{\infty}^2 S_w C_l$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 37

Dónde:

$S_w$ : Superficie alar.

$C_l$ : Coeficiente de sustentación del perfil.

$L$ : Sustentación

Ecuación 6. Coeficiente de Arrastre

$$C_D = \frac{D}{q_{\infty} S_w}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 43

Ecuación 4. Pendiente de la curva de sustentación

$$a_0 = \frac{d_{Cl}}{d_\alpha}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Dónde:

$d_{Cl}$ : derivada del coeficiente de sustentación del perfil.

$d_\alpha$ : derivada del ángulo de ataque.

$a_0$ : Pendiente de la curva de sustentación

Ecuación 7. Relación de Aspecto

$$AR = \frac{b}{\hat{C}}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 37

Dónde:

$b$ : Envergadura del ala.

$\hat{C}$ : Cuerda del ala.

$AR$ : Relación de Aspecto

Ecuación 7. Coeficiente de Arrastre Inducido:

$$C_{Di} = \frac{Cl^2}{\pi AR e}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Dónde:

$Cl$ : Coeficiente de sustentación del perfil.

$e$ : Eficiencia de Oswald.

$AR$ : Relación de Aspecto.

$C_{Di}$ : Coeficiente de arrastre inducido

Para superficies elípticas  $e=1$ , para otras superficies, para aviones subsónicos en el rango  $e=0.85$  a  $0.95$ .

En las siguientes tablas encontramos los datos adquiridos por las ecuaciones anteriormente mencionadas.

Tabla 11. Valores finales del análisis experimental.

<b>Calculo Alas</b>		
<b>variable</b>	<b>valor</b>	<b>unidades</b>
<b>b</b>	1,4	m
<b>Croot</b>	0,36	m
<b>Ctip</b>	0,09	m
<b><math>\lambda</math></b>	0,25	adimensional
<b>masa</b>	2,04	kg
<b>W</b>	20,01	N
<b>Sw</b>	0,315	m <sup>2</sup>
<b>AR</b>	6,22	adimensional
<b>W/S</b>	63,53	Pa
<b><math>\Lambda_e</math></b>	25	°
<b><math>\Lambda_e</math></b>	0,44	rad
<b>tan<math>\Lambda_e</math></b>	0,47	
<b>tan<math>\Lambda_c/4</math></b>	0,37	
<b><math>\Lambda_c/4</math></b>	0,35	rad
<b><math>\Lambda_c/4</math></b>	21,19	°
<b><math>\hat{c}</math></b>	0,25	m
<b><math>\hat{Y}</math></b>	0,22	m
<b>c/4</b>	0,063	m
<b><math>\alpha^\infty</math></b>	3,09E+02	m/s
<b>Y</b>	1,4	adimensional
<b>R</b>	287	J/ Kg.K
<b>Vs</b>	10,27	m/s
<b>Cd<sub>i</sub></b>	0,05	
<b>V<math>^\infty</math></b>	7,42E+01	m/s
<b>MAC</b>	0,24	m
<b>M</b>	2,40E-01	m
<b>Vstall</b>	11	m/s
<b>q<math>^\infty</math></b>	3,37E+03	kg/m <sup>2</sup>
<b><math>\sigma</math></b>	8,55E-03	
<b>Cf</b>	0,047	
<b><math>\alpha</math></b>	4,220	°
<b><math>\alpha</math></b>	0,087	rad
<b>Vaterrizaje</b>	14,3	m/s

- Espesor de capa límite:

$$\delta = \frac{0,37 C_{root}}{RE^{0,2}}$$

- Coeficiente de Fricción:

$$C_f = \frac{0,74}{RE^{0,2}}$$

- Velocidad de Stall:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2(\rho * w)}{S * \rho_{max} * C_L * L_{max}}}$$

- Step wing:

$$a = \frac{a_0 \cos \Lambda}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0 \cos \Lambda}{\pi AR}\right)^2} + \frac{a_0 \cos \Lambda}{\pi AR}}$$

- Velocidad de aterrizaje:

$$V_{aterrizaje} = 1,3 * V_{stall}$$

## Anexo B

### CACULOS DE EMPUJE Y POTENCIA REQUERIDA

Potencia requerida en función de la altitud

Todo lo que dice a continuación fue graficado en la (Tabla 11).

- Primero se halla la potencia a nivel del mar

$$P_{R0} = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho_{\infty} C_L^3 S}}$$

- Luego la potencia según la altitud se encuentra con la ecuación

$$P_{RALT} = P_{R0} \left( \frac{\rho_0}{\rho_{alt}} \right)^{1/2}$$

Dónde:

$P_{R0} = \text{constante}$

$\rho_0 = \text{densidad a nivel del mar}$

$\rho_{alt} = \text{densidad a la altitud deseada}$

Velocidad requerida en función de la altitud

Todo lo que dice a continuación fue graficado en la (Tabla 11).

- Primero se halla la velocidad a nivel del mar

$$V_0 = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} C_L S}}$$

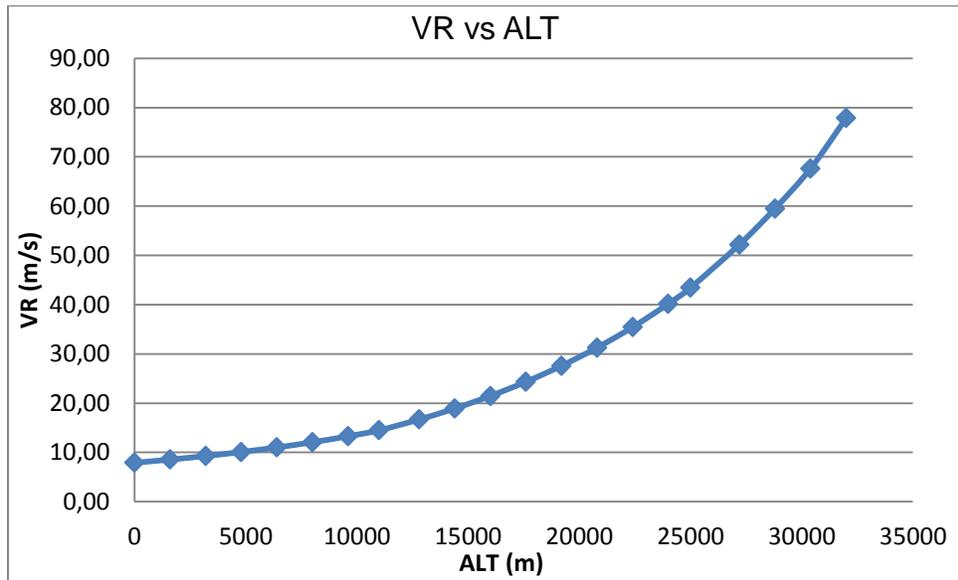
- Luego la velocidad variando la altitud

$$V_{ALT} = V_0 \left( \frac{\rho_0}{\rho_{alt}} \right)^{1/2}$$

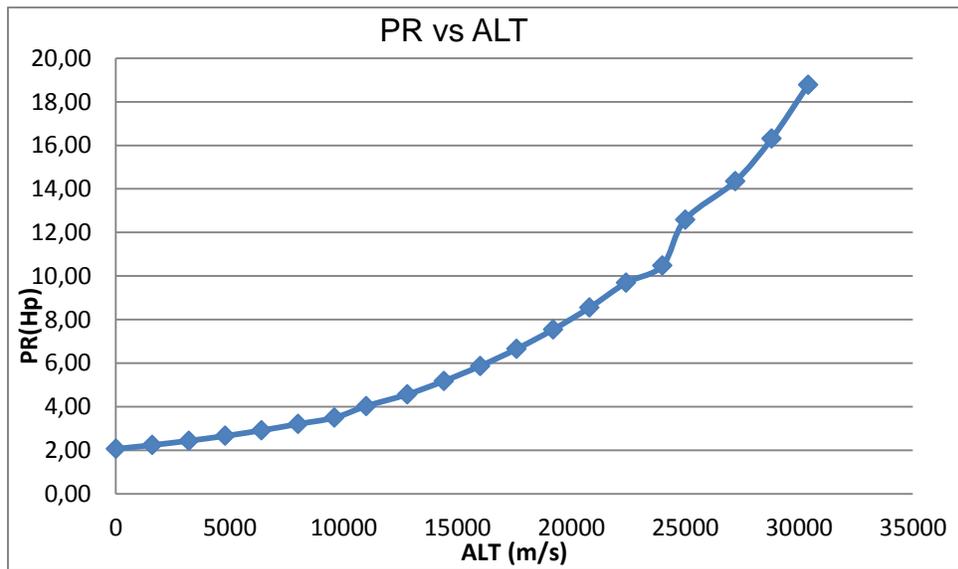
Tabla 12. Potencia y Velocidad requerida en función de la altitud

<b>POTENCIA Y VELOCIDAD REQUERIDA EN FUNCION DE LA ALTITUD</b>					
<b>h [m]</b>	<b><math>\rho_{ALT}</math></b>	<b><math>P_{R_0}</math></b>	<b><math>V_0</math></b>	<b><math>P_{RALT}</math></b>	<b><math>V_{ALT}</math></b>
0	1,23	1,91	7,91	1,91	7,91
1600	1,05	1,91	7,91	2,06	8,55
3200	0,89	1,91	7,91	2,24	9,28
4800	0,75	1,91	7,91	2,43	10,09
6400	0,63	1,91	7,91	2,66	11,02
8000	0,53	1,91	7,91	2,91	12,07
9600	0,43	1,91	7,91	3,20	13,29
11000	0,36	1,91	7,91	3,50	14,50
12800	0,28	1,91	7,91	4,03	16,69
14400	0,21	1,91	7,91	4,56	18,93
16000	0,17	1,91	7,91	5,17	21,46
17600	0,13	1,91	7,91	5,87	24,33
19200	0,10	1,91	7,91	6,65	27,58
20800	0,08	1,91	7,91	7,54	31,26
22400	0,06	1,91	7,91	8,55	35,44
24000	0,05	1,91	7,91	9,69	40,16
25000	0,04	1,91	7,91	10,47	43,43
27200	0,03	1,91	7,91	12,59	52,20
28800	0,02	1,91	7,91	14,35	59,50
30400	0,02	1,91	7,91	16,31	67,63
32000	0,01	1,91	7,91	18,78	77,86

Grafica 17.Velocidad Requerida en función de la Altitud



Grafica 18.Potencia Requerida en función de la Altitud



**EMPUJE REQUERIDO Y POTENCIA EN FUNCION DE LA VELOCIDAD**

Teniendo en cuenta los coeficientes de sustentación y arrastre encontrados anteriormente, se encuentra la siguiente Tabla 12.

Tabla 13. Empuje y potencia requerida para distintos rangos de velocidades

$\alpha$	V	TR	PR	PR <sub>0</sub>
-3	-	-0,26	-	-
-2	-	-0,28	-	-
-1	-	-0,40	-	-
0	-	-	-	-
1	15,82	0,41	6,41	29705660,97
2	11,19	0,26	2,87	13280620,55
3	9,13	0,23	2,12	9831238,12
4	7,91	0,24	1,91	8836762,25
5	7,08	0,26	1,86	8611476,85
6	6,46	0,29	1,87	8664031,70
7	5,98	0,32	1,92	8903831,12
8	5,59	0,36	2,00	9242383,36
9	5,27	0,39	2,08	9625385,14
10	5,00	0,44	2,19	10123644,42
11	4,77	0,49	2,32	10729117,73
12	4,57	0,59	2,71	12547179,93
13	4,39	0,67	2,94	13629246,44
14	4,23	0,77	3,24	15014301,35

- Empuje Requerido:

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D}$$

- Velocidad:

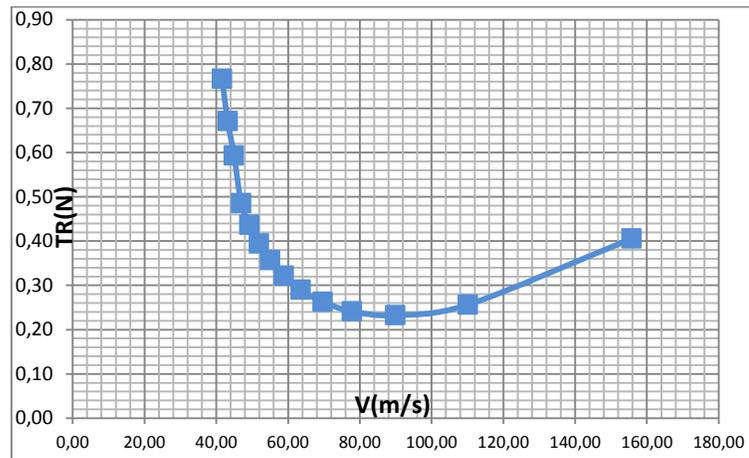
$$V_\infty = \sqrt{\frac{2W}{SC_L}}$$

- Potencia requerida

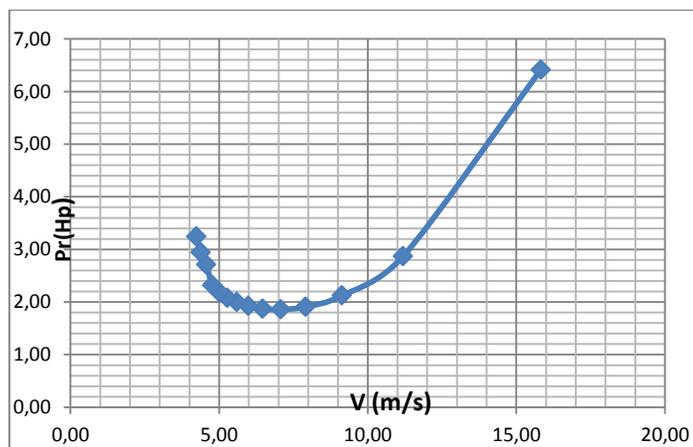
$$P_R = T_R \cdot V_\infty$$

Como se puede observar para valores de ángulos negativos el coeficiente de sustentación es negativo y para un ángulo  $\alpha=0^\circ$ , la sustentación es 0, por esto la velocidad para ángulos negativos no se puede encontrar y tampoco el empuje requerido, como se observa en las siguientes (Graficas 19 ,20 y 21)

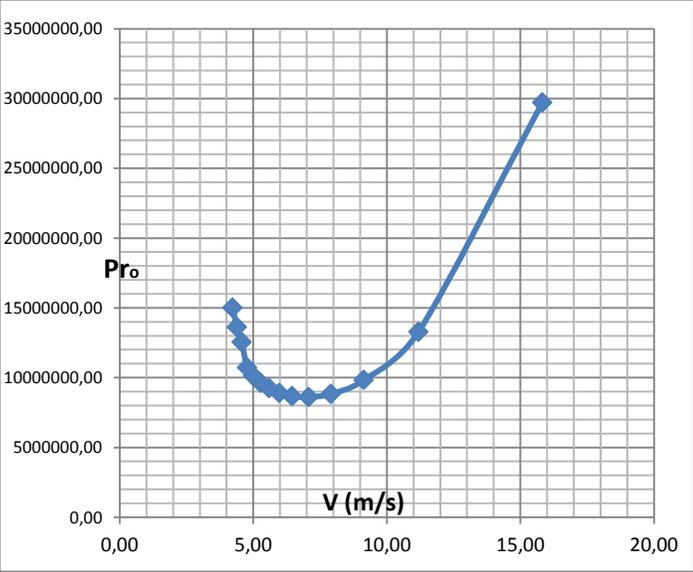
Grafica 19. Empuje requerido con distintos rangos de velocidad



Grafica 20. Potencia requerido con distintos rangos de velocidad



Grafica 21. Potencia requerida desde altura de transición.



## Anexo C

### DATOS EXPERIMENTALES EN TUNEL DE VIENTO

Para los datos de experimentación en el túnel de viento, se relacionaron los resultados obtenidos en las tablas con sus pertinentes análisis que serán demostradas en el siguiente contexto.

Tabla 14. Cálculos del perfil para el túnel de viento

<b>Calculo Ala</b>		
<b>variable</b>	<b>valor</b>	<b>unidades</b>
Escala	01:01,4	1,4
b	1	m
Croot	0,26	m
Ctip	0,06	m
$\lambda$	0,25	adimensional
Sw	0,161	m <sup>2</sup>
AR	6,22	adimensional
<b><math>\Lambda_{le}</math></b>	<b>25</b>	<b>°</b>
$\Lambda_{le}$	0,44	rad
$\tan \Lambda_{le}$	0,47	
$\tan \Lambda_{c/4}$	0,37	
$\Lambda_{c/4}$	0,35	Rad
<b><math>\Lambda_{c/4}</math></b>	<b>21,19</b>	<b>°</b>
$\hat{c}$	0,18	m
$\bar{Y}$	0,15625	m

Ya asumiendo los siguientes datos sobre el diseño del perfil de ala que se va a trabajar en el túnel de viento se lograron las siguientes tablas de análisis de datos.

Se puede observar que en la (Tabla 14), se obtuvieron una diferencia de alturas con el manómetro de agua que se encuentra en el laboratorio de túnel de viento.

Tabla 15. Datos obtenidos por el manómetro de agua

<b>MANOMETRO DE AGUA</b>			
<b><math>\Delta h</math> (mm)</b>	<b><math>\Delta h</math> (m)</b>	<b><math>q_{\infty}</math> (Pa)</b>	<b>V(m/s)</b>
<b>38</b>	0,038	372,78	24,56

Los datos anteriores sirvieron para poder hacer un análisis matemático con respecto a las variables anteriores, obteniendo los siguientes datos significativos que se muestran en la (Tabla 15 y 16).

Tabla 16. Datos análisis barómetro y cálculos matemáticos

$\rho$ aire	R air (J/Kg*K)	P (Pa)	T (C°)	d H2O (kg/m <sup>3</sup> )	g (m/s <sup>2</sup> )	Re	$\mu$	T ref.
1,218	287	102540	20,1	1000	9,81	<b>29904 2,53</b>	1,8141E-05	273,11

Tabla 17. Dimensiones del perfil

Datos perfil	
C media (m)	Sw(m2)
0,18	0,161

Tabla 18. Datos obtenidos en el laboratorio de túnel de viento

$\alpha$ (°)	L	D	M	CL	CD	CM	CL/CD	CL <sup>(1/2)</sup> /CD	CD <sup>(3/2)</sup>
-5	-0,04	-0,21	0,04	-6,7E-04	-3,5E-03	3,7E-03	1,9E-01		6,0E+00
-3	0,46	-0,26	0,03	7,7E-03	-4,3E-03	2,8E-03	-1,8E+00	-2,0E+01	-1,6E-01
-1	1,18	-0,24	0,02	2,0E-02	-4,0E-03	1,9E-03	-4,9E+00	-3,5E+01	-6,9E-01
0	1,54	-0,21	0,015	2,6E-02	-3,5E-03	1,4E-03	-7,3E+00	-4,6E+01	-1,2E+00
1	1,86	-0,2	0,011	3,1E-02	-3,3E-03	1,0E-03	-9,3E+00	-5,3E+01	-1,6E+00
4	2,8	-0,17	0,01	4,7E-02	-2,8E-03	9,3E-04	-1,6E+01	-7,6E+01	-3,6E+00
6	3,44	-0,12	0,011	5,7E-02	-2,0E-03	1,0E-03	-2,9E+01	-1,2E+02	-6,9E+00
8	3,65	-0,04	0,01	6,1E-02	-6,7E-04	9,3E-04	-9,1E+01	-3,7E+02	-2,3E+01
10	3,84	0,09	-0,011	6,4E-02	1,5E-03	-1,0E-03	4,3E+01	1,7E+02	1,1E+01
11	3,85	0,15	-0,015	6,4E-02	2,5E-03	-1,4E-03	2,6E+01	1,0E+02	6,5E+00
12	3,46	0,23	-0,02	5,8E-02	3,8E-03	-1,9E-03	1,5E+01	6,3E+01	3,6E+00
13	3,66	0,33	-0,028	6,1E-02	5,5E-03	-2,6E-03	1,1E+01	4,5E+01	2,7E+00
14	3,91	0,48	-0,03	6,5E-02	8,0E-03	-2,8E-03	8,1E+00	3,2E+01	2,1E+00
15	3,72	0,73	-0,04	6,2E-02	1,2E-02	-3,7E-03	5,1E+00	2,0E+01	1,3E+00

Se observó que a partir de la anterior gráfica, la variación de ángulos de ataque realizadas en el túnel de viento los ángulos 8 a 13° empezó un fluter.

En la siguiente tabla encontramos las distintas alturas y densidades para obtener la potencia requerida para las alturas de estudio. Se encuentran sombreado con unos colores las alturas requeridas para la Grafica 12.

Tabla 19. Densidades y Alturas requeridas

W [N]	C <sub>D</sub>	ρ <sub>o</sub> [kg/m <sup>3</sup> ]	h [m]	ρ <sub>ALT</sub>	S [m <sup>2</sup> ]	CL	PRO	Vo	PR ALT	V ALT
4,7088	0,02	1,225	0	1,225	0,315	0,39	1,91	7,91	1,91	7,91
4,7088	0,02	1,225	1600	1,048	0,315	0,39	1,91	7,91	2,06	8,55
4,7088	0,02	1,225	3200	0,891	0,315	0,39	1,91	7,91	2,24	9,28
4,7088	0,02	1,225	4800	0,752	0,315	0,39	1,91	7,91	2,43	10,09
4,7088	0,02	1,225	6400	0,631	0,315	0,39	1,91	7,91	2,66	11,02
4,7088	0,02	1,225	8000	0,526	0,315	0,39	1,91	7,91	2,91	12,07
4,7088	0,02	1,225	9600	0,434	0,315	0,39	1,91	7,91	3,20	13,29
4,7088	0,02	1,225	11000	0,365	0,315	0,39	1,91	7,91	3,50	14,50
4,7088	0,02	1,225	12800	0,275	0,315	0,39	1,91	7,91	4,03	16,69
4,7088	0,02	1,225	14400	0,214	0,315	0,39	1,91	7,91	4,56	18,93
4,7088	0,02	1,225	16000	0,166	0,315	0,39	1,91	7,91	5,17	21,46
4,7088	0,02	1,225	17600	0,130	0,315	0,39	1,91	7,91	5,87	24,33
4,7088	0,02	1,225	19200	0,101	0,315	0,39	1,91	7,91	6,65	27,58
4,7088	0,02	1,225	20800	0,078	0,315	0,39	1,91	7,91	7,54	31,26
4,7088	0,02	1,225	22400	0,061	0,315	0,39	1,91	7,91	8,55	35,44
4,7088	0,02	1,225	24000	0,048	0,315	0,39	1,91	7,91	9,69	40,16
4,7088	0,02	1,225	25000	0,041	0,315	0,39	1,91	7,91	10,47	43,43
4,7088	0,02	1,225	27200	0,028	0,315	0,39	1,91	7,91	12,59	52,20
4,7088	0,02	1,225	28800	0,022	0,315	0,39	1,91	7,91	14,35	59,50
4,7088	0,02	1,225	30400	0,017	0,315	0,39	1,91	7,91	16,31	67,63
4,7088	0,02	1,225	32000	0,013	0,315	0,39	1,91	7,91	18,78	77,86