

EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESCENSO DEL GLOBO SONDA SKY UP

EXPERIMENTAL EVALUATION OF SONDA GLOBE DESCEND SKY UP

Por: Julio Enoc Parra Villamarin*, Wilson Ricardo Cardenas Caceres**

ABSTRACT: The present article of investigation results describe the evaluation of aerodynamic experimental behavior that the “Sky Up” has in its descent stage. The “Sky Up” is a radio gauge recoverable and reusable designed by the group of investigation in Airspace sciences from Fundación Unversitaria Los Libertadores. The descent stage es esencial in the Project due to the fact that the aircraft depends on it to fulfill with the characteristics of recoverability and reusability. It was developed a detailed analysis of analitical data in the wind tunnel, besides making sumulation models and real tests; to have an amplified aerodynamic behavior data base of the radio gauge; taking into account the aerodynamic variations that experiments from the globe release at landing and in particular the behaviors that influence aerodynamically, like the atmospherical factors and the design. At the end, it was encouraged to make new parameters of design, construction and simulation, which will provide us major suces to this Project.

Key Words: Aerodynamics, Radio Gauge, Recoverable and Reusable, Globe.

RESUMEN: El presente artículo de resultados de investigación describe la evaluación del comportamiento experimental aerodinámico que tiene el “Sky Up” en su etapa de descenso. El “Sky Up” 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 dicha aeronave cumpla con las características de ser recuperable y reutilizable. Se desarrollo un análisis detallado de datos analíticos y experimentales en el túnel de viento, además de realizar modelos de simulación y pruebas reales; Pará así tener una base de datos amplia del comportamiento aerodinámico de la radio sonda; 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. Al final, se invita a realizar nuevos parámetros de diseño, construcción y simulación, el cual nos brindara mayor éxito a este proyecto.

Palabras clave: Aerodinámica, Radio Sonda, Recuperable y Reutilizable, Globo.

Fecha de recepción: 20 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

*Estudiante de Maestría en Ingeniería Mecánica – Universidad Nacional de Colombia, Ingeniero Aeronáutico, Director Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA. Fundación Universitaria Los Libertadores
julioenocparra@outlook.com

**Ingeniero Aeronáutico, Estudiante del Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA. Fundación Universitaria Los Libertadores
ing.ricardocardenas@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Los UAV's (*Unmanned Air Vehicle*), por sus siglas en inglés, 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. El GICA¹, hace una propuesta de incluir esta tecnología en las técnicas de Radiosondeo, operando régimen 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.

1. PARÁMETROS INICIALES

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.

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: GICA. 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.

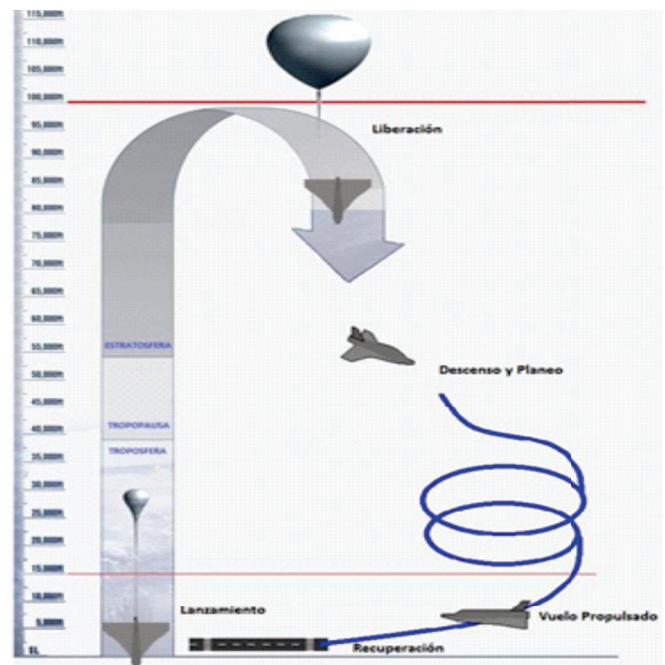


Figura 2. Perfil de la misión de vuelo
Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

¹ Son las iniciales de Grupo de Investigación de Ciencias Aeroespaciales GICA

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. Además la radiosonda cuenta con computadoras de aire abordo para la recolección de datos atmosféricos.

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)².

(h) ALTURA [m]	(T) TEMPERATURA [K]	(P) PRESIÓN [N/m ²]	(ρ) DENSIDAD [kg/m ³]
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

Tabla 1. Condiciones Atmosféricas

Fuente: Autores. 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.

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

Tabla 2. Geometría del Sky UP

² Modelo el cual se obtienen valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud.

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 AERODINÁMICO.

El diseño desarrollado de la estructura aerodinámica tiene una configuración tipo ala volante (Flight Wing), el perfil seleccionado es MH60, 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 3.



Figura 3. Diseño de la aeronave contenedora de la radio sonda Fuente: GICA. 2014

Los valores de Re para regímenes de bajas velocidades (100000), estos son caracterizados preliminarmente por el grupo GICA, en el estudio de los perfiles para la construcción del prototipo final³ (Tabla 3).

No.	PERFIL	RE	%t/c	Cdmin	Cm ₀	α de g	(Cl/Cd) _{max}	Perdida
1	MH60	>100000	10.12	0.008	+0.0140	10	49	Moderado

Tabla 3. Condiciones del perfil seleccionado

Dentro de las consideraciones aerodinámicas previstas se encuentra la implementación del Perfil aerodinámico 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 número 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 4).



Figura 4. Perfil seleccionado MH 60

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

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

En la evaluación aerodinámica, inicialmente se hace una secuencia de toma de datos para el análisis bidimensional utilizando el programa computacional de código abierto Xfoil y Xflr5⁴, que solucionan de manera práctica, el comportamiento de fuerzas y presiones, aplicando el método de paneles.

³ TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44

⁴ 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

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 (figura 5) 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.

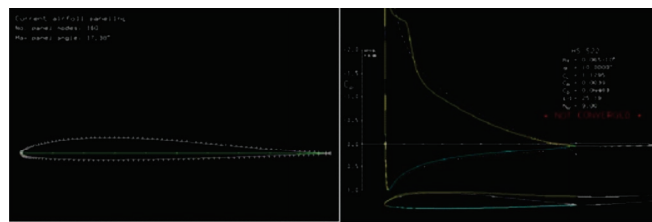


Figura 5. 1a y 1b. Coeficientes para Perfil HS522 y Geometría de paneles a (RE=65000) a α 10°.

Fuente: Autores. Xfoil. 2013;

Es importante 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. 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 Figura 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 com-

portamiento del perfil en el modelo, debería tener acceso a las curvas para los números de Reynolds a la cual volará. La Figura 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. Figura 6 y 7.

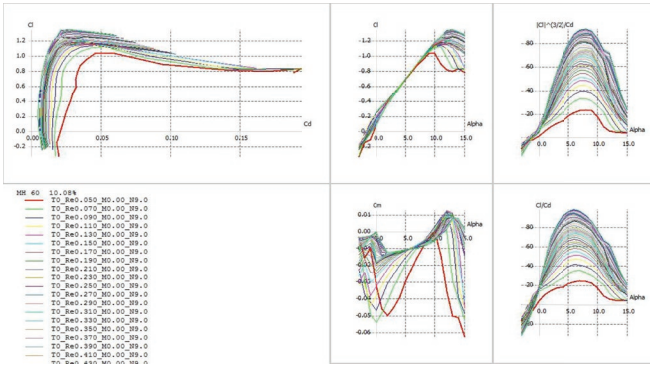


Figura 6. (Curvas Cl/Cd), (Cd/Alpha), (Cl/Alpha), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha). (Re= 50000 a 920000). Fuente: Autores. Xflr5. 2014

En la anterior figura es posible denotar la estabilidad del Reynolds en la Figura polar.

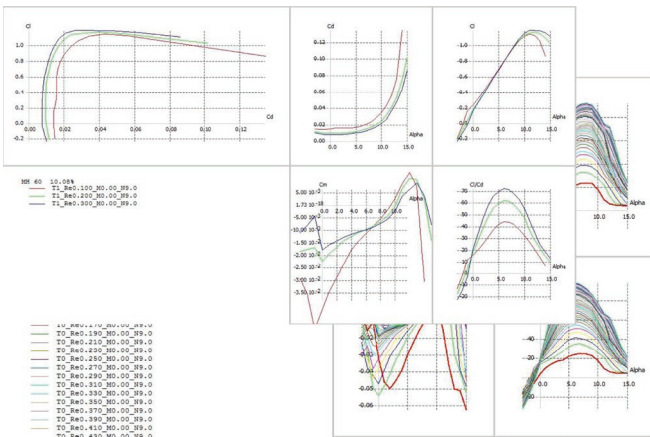


Figura 7. (Curvas Cl/Cd), (Cd/Alpha), (Cl/Alpha), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha). (Re= 100000 a 300000). Fuente: Autores. Xflr5. Bogotá, Colombia; Autores.

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.

Determinación de medidas y parámetros definitivos

Según los datos analizados que se extrajeron anteriormente el valor máximo de peso al despegue (WTO),

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 4).

W_{TO}	2.04 Kg (4.5 lb)
V_S	37 Km/h (23mph)
V_L	42.6 Km/h (26.5mph)
R_E	178811
Cl	0.9
S	0.33m ² (3.5ft ²)

Tabla 4. Parámetros definitivos del Sky UP Fuente: Autores. Bogotá, Colombia: 2014;

Dimensiones, geometría y características iniciales del ala con base en los parámetros propuestos previamente.

Variable		S. Ingles	S.I.
Cuerda de raíz	C_{root}	14.4 in*	0.366 m
Cuerda de punta	C_{tip}	3.5 in*	0.089 m
Velocidad de perdida	V_s :	24 mph	10.729 m/s

Tabla 5. Datos específicos del perfil alar

5. 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.

Teniendo en cuenta que el “Sky Up” es un diseño fundamentalmente de ala volante como se observa en la 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.



Figura 8. Configuración típica de un túnel de viento
Fuente: Autores 2014

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 mm² 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.

Construcción de los modelos a escala del “sky up” para pruebas en túnel

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 prototipo⁶ 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.

A 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 Xflr5 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.

Se construyó un modelo del perfil MH 60 y este se realizó a una escala de 1:1.4 (Figura 9), 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.

⁶ 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. Julio 2014, p. 80-82



Figura 9. Construcción del modelo del perfil a escala [1:1.4]
Fuente: Autores 2014

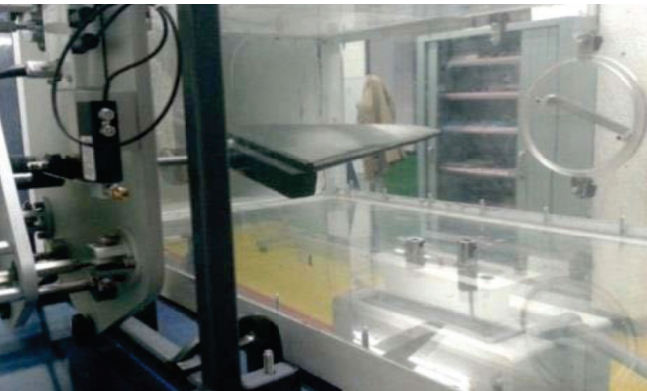


Figura 10. Pruebas en túnel de viento
Fuente: Autores 2014

6 ANÁLISIS Y TRATAMIENTO DE RESULTADOS

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. (Figura 11 a 14)

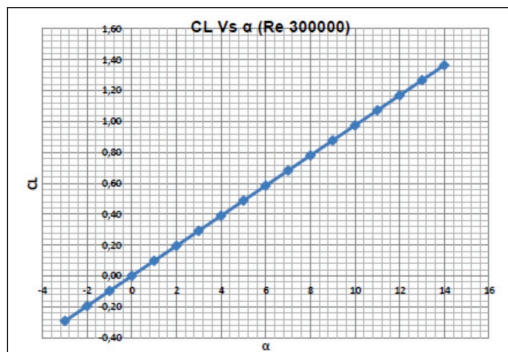


Figura 11. Validación de los coeficientes de Lift.
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

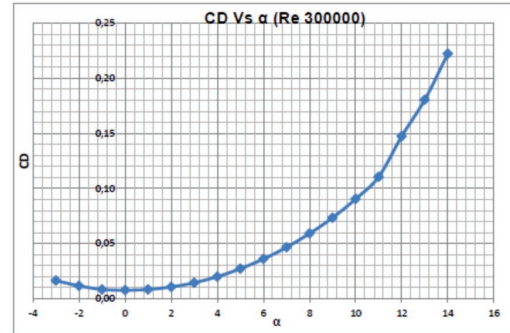


Figura 12. Validación de los coeficientes Drag.
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

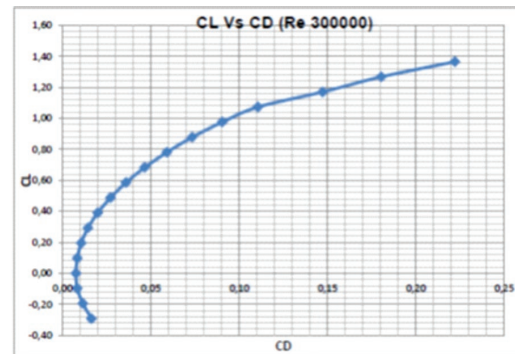


Figura 13. Validación de Drag polar
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

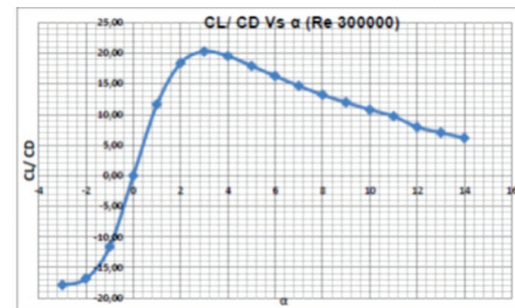


Figura 14. Validación de eficiencia aerodinámica
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

Resultados significativos

Los resultados obtenidos en las gráficas se evidencian para ángulos de ataque comprendidos entre -3° y 14° , 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 en-

contrar se puede precisar que la eficiencia aerodinámica nos brinda resultados confiables para el desarrollo final del Sky Up. Al hacer el desarrollo matemático sobre que potencia y empuje es necesario para las diferentes velocidades que vaya adquirir en su descenso se pudieron obtener los siguientes resultados. (Figura 15)

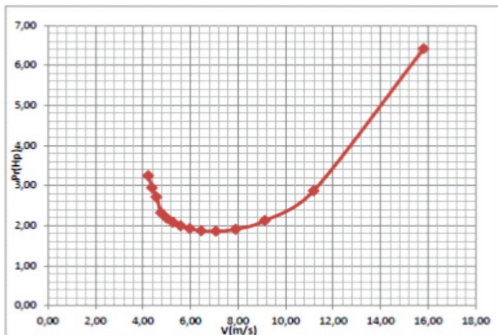


Figura 15. Potencia requerida
Fuente: autores.

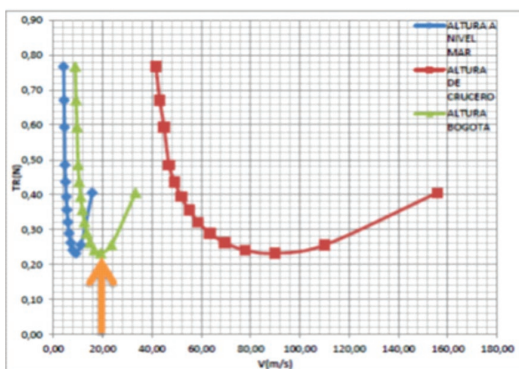


Figura 16. Empuje requerido a nivel del mar, altura de cruce y altura en Bogotá.
Fuente: Autores.

Se puede observar en la (Figura 15) que en la curva de empuje tenemos las velocidades máximas para las alturas requeridas, como lo es a nivel del mar, nivel de Bogotá, y la de cruce de la aeronave. Estas alturas son definidas. 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.

7 PARA PRUEBAS REALES DE VUELO.

Construcción del modelo

El modelo se construyó teniendo en cuenta las dimensiones descritas en el modelo en el CAD para po-

der hacer el corte de las costillas y un proceso de mecanizado con láser, como se observa en la Figura 18.

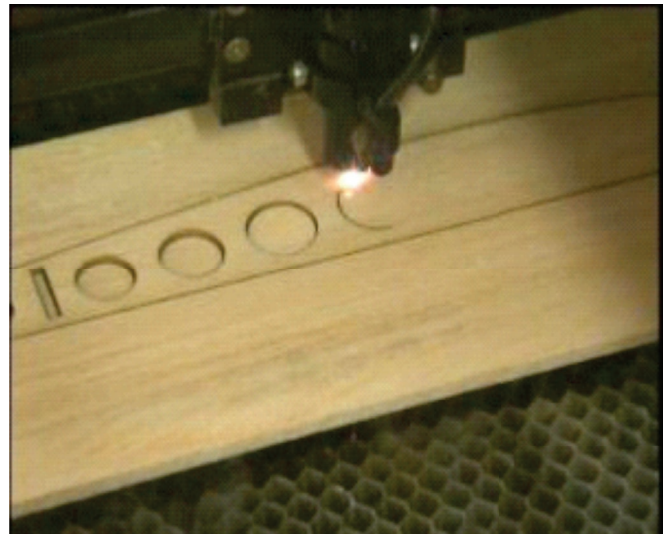


Figura 18. Corte de las costillas a laser
Fuente: Autores.

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 19. Se puede observar la alineación de las costillas con sus respectivos Jigs⁷, 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 19.



Figura 19. Alineación de Jigs
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

⁷ Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press

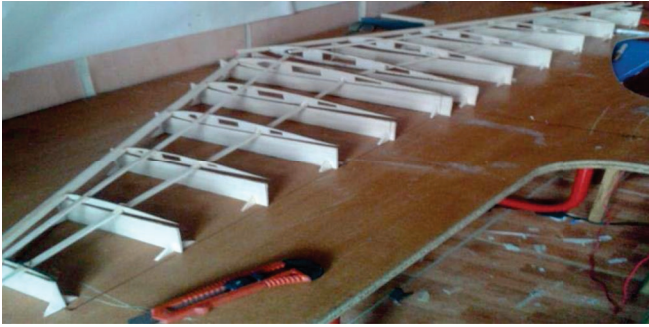


Figura 20. Pegado de langueros a las costillas
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

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 21)



Figura 21. Prototipo corregido y terminado.
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

Pruebas para analizar senda de planeo

Se diseñaron unos ensayos de vuelo con el prototipo para poder obtener una reseña experimental real del “Sky Up” en su etapa de descenso. 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. 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 22.

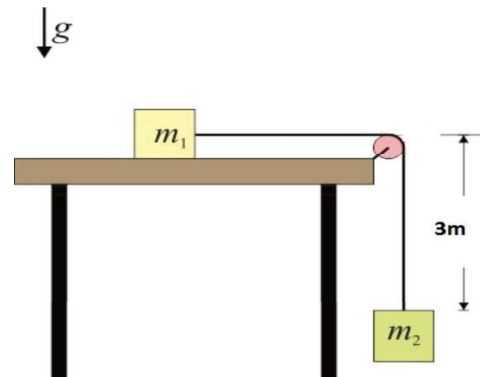


Figura 22. Mecanismo de poleas
Fuente: Internet, Bogotá, Colombia; 2014. Modificada por Autores. Fuente se encuentra: <http://laplace.us.es/wiki/index.php/Archivo:Dos-masas-mesa.png>

Con los datos anteriores y unos datos iniciales como nos muestra la (Tabla 5).Se empieza la realización de las pruebas experimentales reales.

m_1	0,5 Kg
g	9,78 m/s ²
V_f	20 m/s
h	3m
m_2	3-7 Kg

Con los anteriores datos se realiza la prueba de planeo como se muestra en la figura 23.



Figura 23. Pruebas reales
Fuente: Autores

Para conocer cuál es la velocidad final real que va a obtener el prototipo usamos ecuación de velocidad Final en caída libre. Esta es la 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 24), 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 24. Vuelo final en planeo.
Fuente: Autores

Posteriormente se 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.

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:

Despeje de ciclos sobre minuto para resultar en radianes.

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

Dónde:

C: ciclo

min: minuto.

El motor a disposición brinda 3400 Rpm las convertimos a ciclos sobre radianes, el equivalente es 57,5 c/ rad. De lo cual es posible continuar el proceso y ya conociendo que una polea de 35 cm de radio, 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. 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 55 cuerda para empujar el avión y sacarlo a planeo con la velocidad deseada. Ante estos podemos decir que esta prueba no es viable.

En esta experimentación se realizó el mismo principio de las poleas pero con la diferencia que se utilizaran dos poleas sobre un eje que la polea más pequeña sea la que soporte la caída del peso mientras la grande proporciona el movimiento a la velocidad deseada. 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 no es viable para los materiales implementados dado que no se podrían soportar estas pruebas.

Comparación 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° a 15° . En la (Figura 24), 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° y experimentalmente es de 10° . Sacando una corta conclusión podemos afirmar que el comportamiento del “Sky Up” puede ser variable en su descenso.

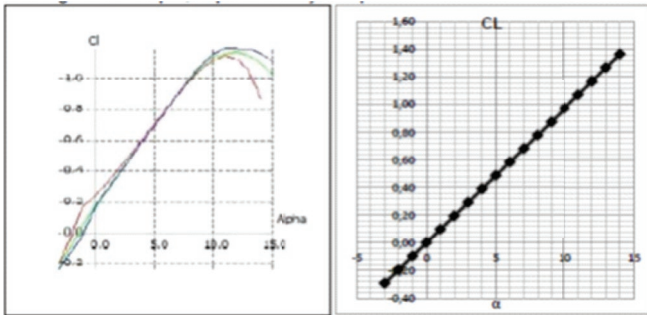


Figura 24a y 24b. Comparación del coeficiente de sustentación en función del Angulo de ataque, experimental y computacional.
Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 25) 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.

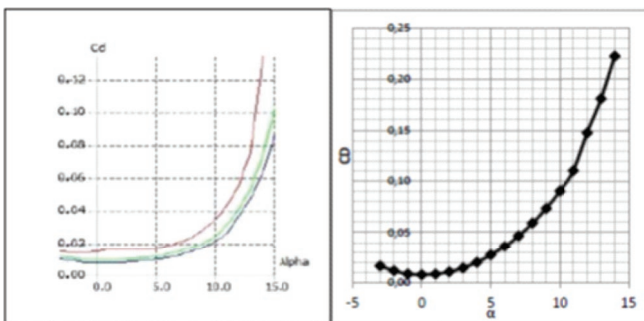


Figura 25a y 25b. Comparación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.
Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 26) 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. 58

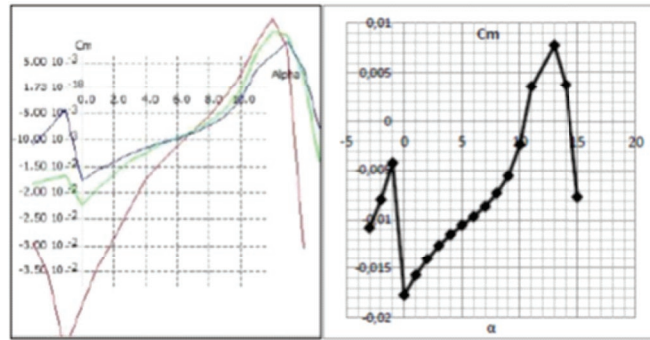


Figura 26a y 26b. Comparación del coeficiente del momento en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.
Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 27), 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° .

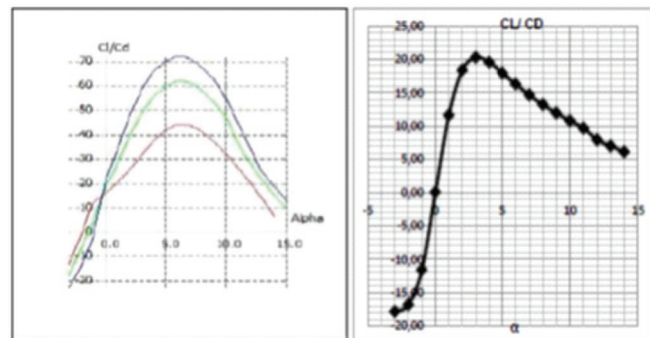


Figura 26a y 26b. Comparación de eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, experimental y computacional.
Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

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.

Coefficientes Aerodinámicos	Alpha	Exp.	Alpha	XFLR 5	Alpha	Túnel de viento
CL máx	14°	1,37	11°	1,141	11°	1,0712
CD máx	14°	0,22	11°	0,043	14°	0,2201
Cm máx	14°	0.6615	0°	0,041	-3°	-0,0112
CL/CD máx	4°	19,53	4°	37,231	-1°	11,614

Tabla 6. Comparación de coeficientes aerodinámicos del Sky Up
Fuente: Autores. Bogotá, Colombia.

El siguiente análisis que nos muestra la (Tabla 6), 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:

$\% \text{ error} = [(\text{error teórico} - \text{error experimental}) / \text{error teórico}] \times 100\%^8$.

	Teórico	Exp.	%Error
CL máx	1,37	1,0712	0,218
CD máx	0,22	1,2201	0,000
Cm máx	0,6615	-0,0112	1,017
CL/CD máx	19,53	11,614	0,405

Tabla 7. Análisis de error en coeficientes.
Fuente: Autores. Bogotá, Colombia.

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.

BIBLIOGRAFÍA

1. 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

⁸ 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.

- Nacional de Colombia. Bogotá: Geofísica Colombiana, 2000, Vol. 4, págs. p 23-30. Grupo de Investigaciones en Meteorología. UNAL.
2. ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. p 1-417. ISBN 0-07-237335-0.
 3. ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Introduction to Flight, 5 Ed. International Edition, McGraw-Hill, 2005. P 1-350.
 4. ANDERSON, John D Jr. Aerodynamics: Some Fundamental Principles and equations. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York: McGraw Hill, 2001. p. 1-417 ISBN 0-07-237335-0.
 5. CARMONA, Anibal Isidoro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Para info, 2000. p. 79-113, (ISBN 84-283-2640-1).
 6. [6]. 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.
 7. 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
 8. Education Series. 1992. P 1-400.
 9. Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press.
 10. Nasa. (Junio 4 - 2011), What Is Aerodynamics, [En Línea] <http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/what-is-aerodynamics-k4.html#.U9Us5fldWSo>.
 11. National Instruments. National Instruments developer zone. [En línea] 14 de Septiembre de 2011. <http://www.ni.com/white-paper/13034/es/>
 12. Organización de Aviación Civil Internacional OACI. Anexo 3 Servicio Meteorológico para la Navegación Aérea Internacional. Canadá: s.n., 2007
 13. 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. Julio 2014, p. 80-82
 14. SEARS, ZEMANSKY, YOUNG, FREEDMAN: " Física Universitaria", Vol. I y II, Pearson, 1999
 15. SERWAY-J "Física para Ciencias e Ingeniería" Vol. 3, Editorial Thomson
 16. 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
 17. TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44
 18. VAISALA. User's Guide Vaisala Radiosonde RS92-SGP. Helsinki, Finland : Vaisala Oyj, 2010. 64
 19. Raymer Daniel P. AIAA Aircraft Design: A conceptual approach.