

# *Diseño estructural y aerodinámico de un cohete sonda para ser usado en la adquisición de variables atmosféricas*

*/Structural and aerodynamic design of a sounding rocket to be used of atmospheric variables acquisition*

Freddy Alberto Galindo Herrera<sup>1</sup>, Jonattan Ofrit Calderon Rojas<sup>2</sup>, Carlos Arturo Bohorquez Avila<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Ingeniero Mecánico, Universidad Libre, freddya.galindoh@unilibrebog.edu.co

<sup>2</sup>Ingeniero Mecánico, Universidad Libre, jonattano.calderonr@unilibrebog.edu.co

<sup>3</sup>Ph.D., Universidad Nacional, carlosa.bohorqueza@unilibrebog.edu.co

Página  
104

FECHA DE RECEPCIÓN DEL ARTÍCULO: 21/06/2016 FECHA DE ACEPTACIÓN DE ARTÍCULO: 21/10/2016

ESING

## RESUMEN

Los cohetes sonda son usados para monitorear variables atmosféricas como presión, temperatura y humedad relativa, estos datos son necesarios en navegación aérea y marítima, agricultura y otras actividades que requieran la predicción del estado del tiempo. Actualmente en Colombia el IDEAM (El Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales) es el encargado de obtener estos datos usando globos meteorológicos. Estos globos generan contaminación ambiental debido a que no son recuperables ni reutilizables causando contaminación por sus materiales de fabricación. En esta investigación se diseñó un cohete sonda para adquirir estos datos evitando el impacto ambiental y reduciendo los costos en la obtención de los datos.

## PALABRAS CLAVE

Cohete sonda, tobera, meteorología, fibra de carbono.

## ABSTRACT.

The sounding rockets are used to measure atmospheric variables as pressure, temperature and relative humidity; these data are required in airports and marine, agriculture and other activities that require predicting the weather. Currently Colombia the IDEAM (The Institute of Hydrology, Meteorology and Environmental Studies) is the organization responsible to obtaining this data using weather balloons. These weather balloons causes environmental pollution because these are not recoverable and reusable due to manufacturing materials. In the research was

designed a sounding rocket to get this data to avoid environmental pollution and lower the cost to obtain this data.

## KEYWORDS

Sounding rocket, nozzle, meteorology, carbon fiber.

## INTRODUCCIÓN

Actualmente en Colombia se usan globos meteorológicos y radiosondas para la adquisición de datos atmosféricos, estos datos se toman en la tropósfera que es la capa atmosférica que está en contacto con la superficie de la tierra y se encuentra a unos 10 km de altura y en esta es donde ocurren todos los fenómenos atmosféricos. Cada lanzamiento convencional de estas radiosondas produce un costo al IDEAM significativo de \$500 USD [1], este valor económico no es recuperable debido a que en cada lanzamiento se pierde una radiosonda y un globo meteorológico [2], además genera un impacto natural debido a que algunos componentes son metales pesados como (plomo, mercurio, cadmio, berilio). Esta contaminación se genera cuando se derraman los electrolitos internos de las baterías de la tarjeta electrónica, los cuales fluyen por el suelo afectando toda forma de vida animal y vegetal.

Una solución que se plantea en la presente investigación es el uso de cohetes sondas para la medición de estas complejas variables atmosféricas [3]. Para este caso, en el desarrollo del cohete se usaron las herramientas de simulación por elementos finitos a fin de poder validar los datos teóricos; asimismo, determinando los parámetros principales de diseño y el costo de fabricación

Para citar este artículo / To cite this article

F. A. Galindo Herrera, J. O. Calderon Rojas, C. A. Bohorquez Avila. Diseño estructural y aerodinámico de un cohete sonda para ser usado en la adquisición de variables atmosféricas. Revista Ingenieros Militares, No.11 , pp. 104, 2016.

del cohete sonda. Este proyecto se deriva, en parte, del estudio realizado por el semillero de investigación Icaro de la universidad Libre, en el cual se investiga acerca de temas relacionados con la coherencia y propelentes sólidos; generando nuevos conocimientos y aportando soluciones a problemáticas inmersas en la investigación aeroespacial [4].

Entre algunos antecedentes locales de investigación aeroespacial, es importante destacar la experiencia de la universidad Sergio Arboleda que lanzó el primer Picosatelite colombiano por la agencia espacial KOSMOTRAS; éste prototipo fue lanzado en Baikonur Kasajstan el 17 de abril de 2007 [5]. El proyecto tuvo un moderado avance científico en el desarrollo de los Picosatélites debido a que, si bien no se evidenció desarrollo alguno en lo pertinente a la configuración y estructura del picosatélite, según enfoque o visión de la ingeniería mecánica, dado que sus elementos fueron negociados con la empresa ALTIUM encargada de producir componentes electrónicos entre ellos el Cubesat [5], sí se pudo mostrar los logros en el campo de la electrónica y de la ingeniería de software.

## METODOLOGÍA

En Colombia hay poco desarrollo científico en la investigación mecánica aeroespacial, por esto se hace necesario empezar desde las bases cada vez que se quiera hacer una investigación de este tipo. En este caso se hizo una amplia investigación empezando con el estado del arte sobre cohetes sondas y así obtener los parámetros necesarios para poder llegar al resultado requerido por la investigación. Se abordaron los siguientes temas para el desarrollo; transferencia de calor en régimen estacionario [6], propelente sólido [7] [8], Calculo del motor cohete [9], mecanizado de tobera [10], estabilidad del cohete [11] y Simulación por elementos finitos [9] [12].

### *Protección térmica de la tarjeta electrónica*

En el desarrollo teórico de un cohete sonda destinado a la adquisición de variables atmosféricas, se comenzó por diseñar un aislante térmico debido a que la radiosonda va a estar sometida a un cambio de temperatura extremo hasta llegar a  $-56^{\circ}\text{C}$  en donde se encuentra su apogeo a 10Km de altitud, necesita una protección térmica para que los componentes electrónicos no se vean afectados y arrojen datos erróneos. En el diseño del aislante

térmico se deben escoger los materiales que aislarán, se seleccionaron diferentes polímeros por su bajo costo y su alta capacidad de aislamiento, fue escogido el poliestireno expandido cuyo coeficiente de conducción térmica es de  $0.034\text{w/m}^{\circ}\text{C}$  como aislante térmico, y el contenedor se fabricará con Nylon con un coeficiente de conducción de  $0.25\text{w/m}^{\circ}\text{C}$ .

La velocidad del viento, la temperatura exterior y la temperatura interior se tomaron de referencias teóricas a 10km de altura, los datos del diámetro interno del nylon son dados por la radiosonda (tarjeta electrónica), con este diámetro se calcula el área expuesta a la convección. La ecuación (1) [6] de radio crítico permite calcular el espesor del aislante por medio de iteraciones del radio crítico  $Ri$ , con el previo cálculo del coeficiente de convección y cálculo del calor transferido.

$$Q = \frac{T_i - T_{\infty}}{\frac{\ln\left(\frac{R_e}{R_i}\right)}{2\pi k_1} + \frac{\ln\left(\frac{R_i}{R_o}\right)}{2\pi k_2} + \frac{1}{2\pi R_e h}} \quad (1)$$

Donde  $Q$  es el calor transferido y su resultado es 74.2W,  $T_i$  es la temperatura interna,  $T_{\infty}$  es la temperatura externa,  $R_e$  es el radio crítico,  $R_i$  es el radio inicial,  $R_o$  el radio externo de la tarjeta electrónica,  $h$  es la altura del contenedor,  $K_1$  coeficiente de conducción térmica del nylon,  $K_2$  coeficiente de conducción térmica del poliestireno.

Para comprobar si el aislante es adecuado se realizó un simulación en ANSYS Mechanical APDL, en donde se ejecutó un sistema transitorio con el fin de saber si el sistema se estabiliza y no continua perdiendo calor a través del el tiempo.

En la figura 1 se muestra cuatro estados de temperatura a través del tiempo, mostrando el contenedor y el aislante térmico desde una vista superior. En los dos primeros estados de temperatura se muestra el flujo de calor en los primeros 60s, lo cual evidencia la distribución de temperaturas debido a la convección, en los otros dos estados secuencialmente se estabiliza la distribución del calor, obteniendo un sistema factible y conservador. Esto demuestra la fiabilidad del cálculo teórico.

Para terminar el cálculo del radio crítico del aislante hay que escoger un espesor que satisfaga esta necesidad de calor, en la simulación se usó el espesor del calculado teóricamente que fue de

7.5mm, se escogió el valor cercano que se encuentra en el mercado para poliestireno es de 5/16”.

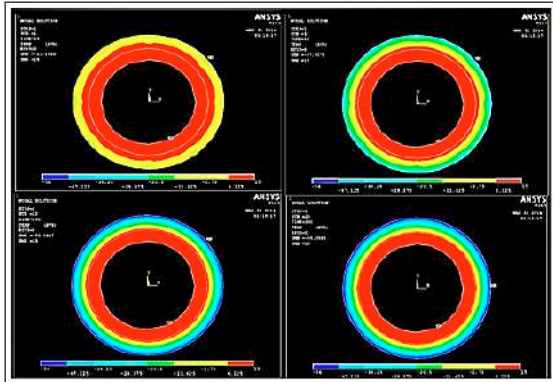


Figura 1. Vista de la simulación transitoria del aislamiento en Ansys APDL. Fuente: Autores

### Calculo del motor cohete con combustible solido

En el estudio para el cálculo del motor cohete se determinaron las condiciones iniciales de diseño tabla 1, que se derivan de la tarjeta electrónica, peso de la estructura del cohete, tipo de combustible, peso del combustible y el objetivo de la misión que consiste en medir las variables atmosféricas de presión, temperatura y humedad relativa a 10 km de altura, la cual se encuentra a una altitud optima dentro de la capa más delgada del conjunto de las capas de la atmósfera que es la troposfera, esta masa de aire en las zonas ecuatoriales llega a los 18 km de altitud y en ella ocurren todos los fenómenos meteorológicos.

Tabla 1. Condiciones de diseño para el cohete. Fuente: Autores.

RESTRICCIÓN	VALOR
Altura	10km
diámetro	0.0076m
Carga útil	2kg
Peso Combustible	5 kg
Peso de la estructura	7 kg

En el diseño de la tobera un parámetro importante es el impulso específico que es la relación entre el peso del combustible y la distancia de recorrido. El combustible que se seleccionó fue el Nitrato de Amonio mas polietinellycol; esta mezcla tiene un impulso específico de 232s. Para la caracterización del combustible sólido se usó un software de uso libre PropepV32.1.5. En este software calculan las propiedades químicas del combustible, resultados que se utilizan en el cálculo de la relación entre la constante universal de los gases y el peso molar de

la mezcla de combustible en Ecuación 2 [7], como resultado se obtiene  $381.65 = \frac{J}{kg \cdot k}$

$$R = \frac{R'}{M_{mol}} \quad (2)$$

La velocidad promedio de salida calculada en la ecuación 3 [7], es un parámetro importante para determinar la velocidad de los gases a la salida de la tobera, en este caso de 1356m/s y lograr el empuje requerido para la altitud requerida.

$$v_{sal} = \sqrt{\frac{2k}{(k-1)} * \frac{R}{M} * T_c \left[ 1 - \left( \frac{P_{sal}}{P_c} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \right]} \quad (3)$$

Donde  $k$  es la contante de calor específico,  $R$  es la constante universal de los gases,  $M$  es la masa molar del combustible,  $T_c$  es la temperatura de la cámara de combustión,  $P_{sal}$  es la presión de salida,  $P_c$  es la presión de la cámara de combustión [7].

Debido a la presión en la cámara de combustión de hasta 6.89 MPa, se desprenden partículas del combustible quemado a altas velocidades que pasan a través de la garganta de la tobera y se produce el empuje necesario para impulsar el cohete. En la ecuación 4 [7], se muestran las relaciones del área para determinar el área de garganta.

$$\frac{A_e}{A^*} = \frac{1}{M} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k+1)}} \quad (4)$$

En la figura 2 se puede observar el dimensionamiento de la tobera según los datos obtenidos con la (ecuación 4) [7] [13].

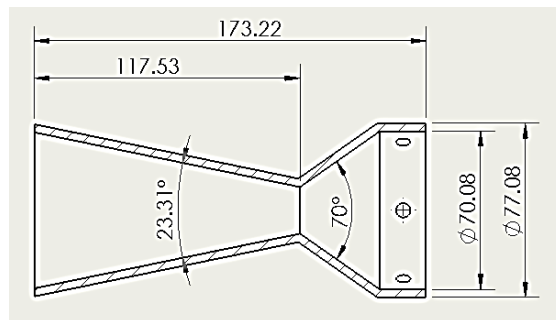


Figura 2. Dimensionamiento de la tobera. Fuente: Autores.

### Construcción de la tobera

En la figura 3 se muestra el resultado de la tobera

después del proceso de mecanizado, el material seleccionado fue grafito por su bajo peso y una alta temperatura de fusión; además este material posee propiedades lubricantes evitando el desgaste excesivo del material producido por la velocidad de los gases.



Figura 3. Tobera mecanizada. Fuente: Autores

#### Calculo de esfuerzos en la baquelita

En la figura 4 se muestra una simulación; en donde se somete la baquelita a la máxima carga que tendrá que soportar, este esfuerzo ocurre durante el despegue ya que debe superar la fuerza de la inercia del cohete. La baquelita se va a analizar con una

aceleración de 15 gravedades, considerándose parámetro y requisito en el diseño para cohetes de una etapa [9]. Se emplea un modelo mecánico convencional de esfuerzo según el criterio de Von Mises para determinar los esfuerzos máximos debidos a la compresión.

El resultado de la simulación deja notar que el esfuerzo de la baquelita es mayor en donde están las perforaciones para los tornillos, en la figura 4 se muestra que la baquelita está totalmente deformada pero solamente es una visualización para determinar las posibles deformaciones.

Un segundo resultado muestra que el esfuerzo máximo no supera al esfuerzo de fluencia de la baquelita, por lo tanto la tarjeta electrónica no se deformará.

#### Calculo de la estabilidad estática del cohete

En la cohetería una de las características más importantes de un cohete es la estabilidad estática, que está dada por la posición relativa entre el centro de gravedad y el centro de presiones, En general para un cuerpo de revolución axialmente simétrico, la carga normal corriente aerodinámica está dada por la ecuación 5, [8] [11].

$$n(x) = \frac{\rho V_0 \partial}{\partial x} [s(x)w(x)] \quad (5)$$

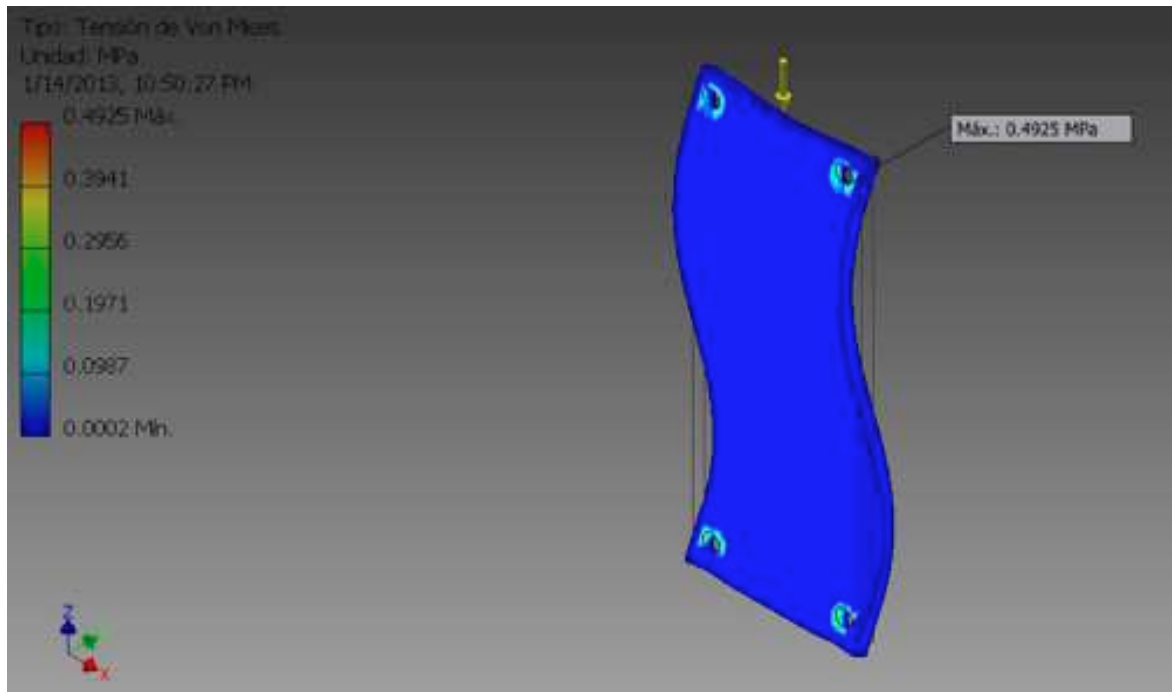


Figura 4. Simulación de la baquelita en Ansys Workbench. Fuente: Autores.

Donde  $n(x)$  es la fuerza aerodinámica normal,  $s(x)$  es el área seccional cruzada local,  $w(x)$  es la velocidad de aire local, esta ecuación permite calcular el centro de presiones en un cuerpo geométrico como es el de un cohete. Hay diversos programas para calcular el centro aerodinámico con AeroCP 4.0 y AeroFinSim, los cuales son muy útiles y de fácil uso, pero al no ser software libre es de difícil acceso, el programa que se realizó en Visual Basic y se muestra en la figura 5 tiene la finalidad de sustituir este tipos de programas para facilitar las iteraciones pero con la diferencia que este unifica los resultados del centro de gravedad y centro de presiones, para correlacionar los resultados de forma directa en una sola ventana la cual muestra las conclusiones del diseño propuesto.

El diseño geométrico de un cohete es óptimo siempre y cuando tenga un comportamiento aerodinámico que le permita llegar a una altura ideal, en este diseño el largo del fuselaje se escogió con el volumen del combustible, el tamaño del paracaídas y el espacio para la carga útil, a partir de esto se introdujo en el programa la posibilidad de escoger entre 2 a 6 aletas tipo delta con dimensiones modificables y cuatro tipos de nariz

con dimensiones variables, que permiten iterar hasta obtener el valor más óptimo del cohete sonda propuesto. El diseño escogido arrojó como resultado que el centro de presiones está a 1,380m y el centro de gravedad está a 1,243m el margen de estabilidad está dado por la diferencia entre estos puntos la cual debe estar entre 1 y 2 veces el diámetro del cohete el cual es de 0.076m.

#### Resultado preliminar aerodinámico del cohete

Las dimensiones preliminares del cohete se encontraron con el tamaño de la carga útil, el contenedor para el paracaídas, la cantidad de combustible sólido y la tobera del cohete, estos se ajustaron con el cálculo del centro de presiones del cohete y finalmente se obtuvo el dimensionamiento del cohete sonda. En la figura 6. Se observa una simulación de la turbulencia que podría tener el cohete a una velocidad de 375 m/s, la cual muestra una turbulencia máxima de un 16% manteniéndose el flujo laminar en el contorno del cohete sonda.

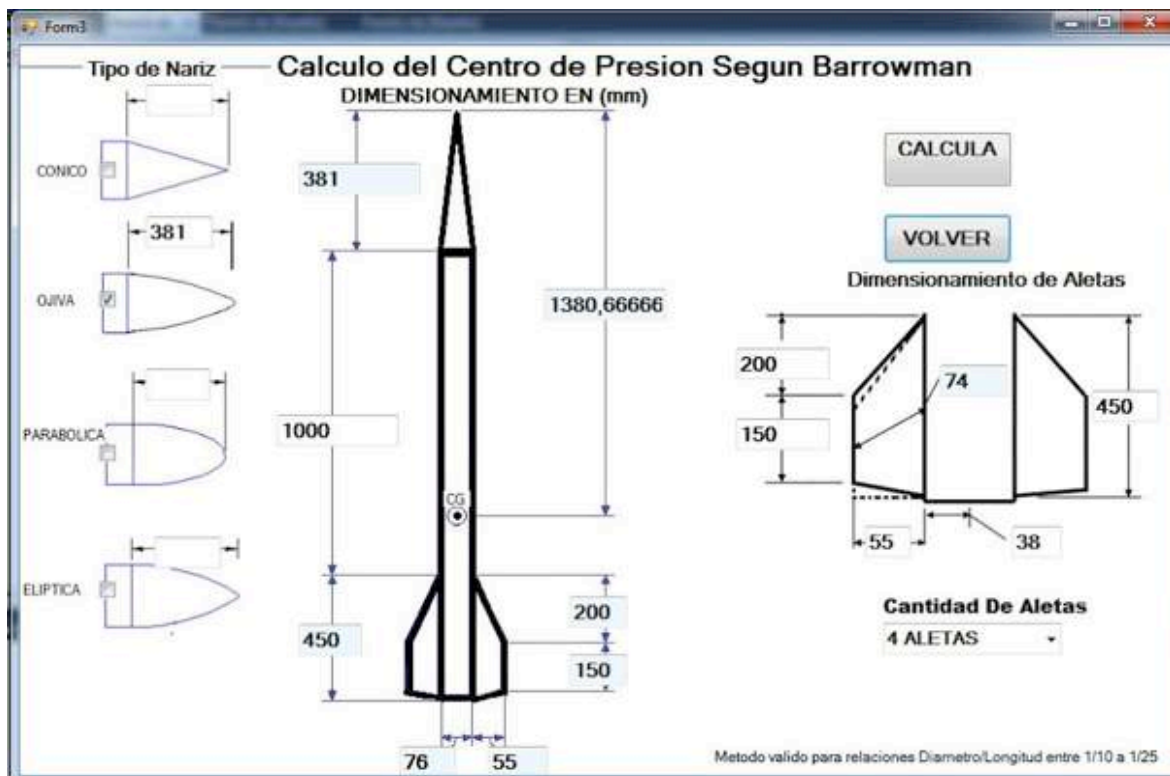


Figura 5. Calculo Aerodinámico del cohete. Fuente: Autores

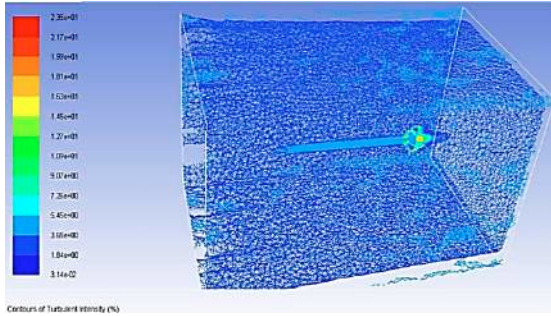


Figura 6. Simulación de turbulencia en Ansys Workbench. Fuente:

### Diseño del cohete sonda

En la figura 7 se muestra el cohete sonda, los materiales que se seleccionaron fueron para el cuerpo, nariz y aletas fibra de carbono, para la tobera se seleccionó grafito grado c para evitar la erosión en la tobera.

En la tabla 2. se muestran los resultados mas importantes obtenidos en el diseño del cohete, como resultado del diseño la fuerza de empuje del cohete es de 4848 Newtons, este es el empuje maximo desarrollado por el motor cohete para alcanzar los 10 km de altura.

Tabla 2. Parámetros del cohete sonda. Fuente: Autores

PARAMETRO	RESULTADO
Presión en la cámara de combustión.	6.89 Mpa
Diámetro.	0.0080 m
Longitud.	2 m
Empuje Máximo.	4848 N
Temperatura de Combustión.	1975 °C

En el diseño de un cohete sonda intervienen vaious campos del saber como la ingeniería electrónica y aeronautica, en esta investigación solo se desarrolló el diseño estructural y aerodinamico del cohete sin desarrollar temas como la tarjeta electronica,

paracaídas, computadoras de vuelo y procesos de fabricación.

### Costo de Fabricación del cohete Sonda

En el desarrollo de este proyecto es necesario determinar el costo de fabricación del cohete sonda para evaluar el ahorro económico y viabilidad del cohete comparado con el globo meteorológico. En la tabla 3 se encuentra el precio de los materiales necesarios para la construcción del cohete sonda, teniendo en cuenta que los materiales necesitan un proceso de conformado ya sea mecanizado o conformado de plásticos para la fibra de carbono, en el precio ya se incluye este costo.

Tabla 3. Tabla de costo del cohete en pesos Colombianos. Fuente

COMPONENTE	CANT.	PRECIO
Tobera Grafito Grado c	1	\$580,000
Motor cohete	1	\$80,000
Tornillos Bristol ¼" x ½"	24	\$1,176
Tornillos Bristol 4mm x 10mm	30	\$1,080
Tornillos Bristol 5/16" x 1"	20	\$3,200
Nylon	1	\$160,000
Poliestireno	1	\$35,000
Empaques	2	\$45,000
Fibra de Carbono m <sup>2</sup> (Fuselaje, Aletas, Nariz)	5	\$715,000
<b>Total</b>		<b>\$1,620,456</b>

El combustible sólido no aparece en la tabla 3 de precios porque solo los entes gubernamentales son los encargados de manejar estos compuestos químicos explosivos. En este proyecto no se hace referencia los costos del paracaídas, computadoras de vuelo y otros componentes que lleva un cohete sonda, porque como se decía anteriormente este tipo de elementos no se desarrollaron.

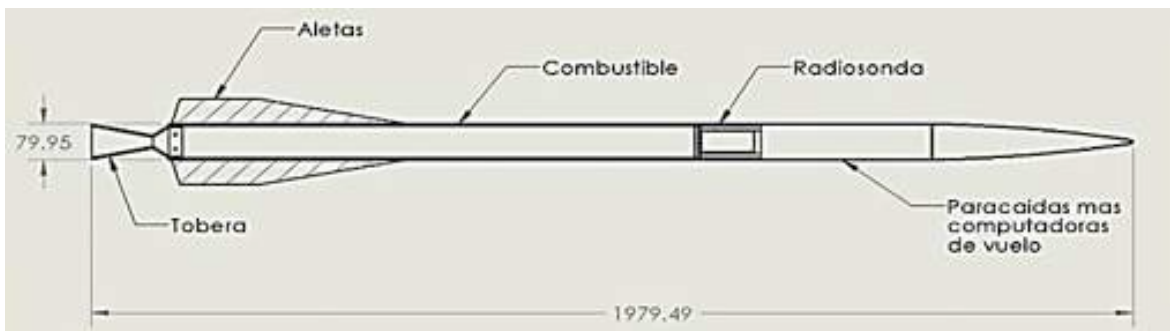


Figura 7. Diseño del cohete sonda. Fuente: Autores.

## CONCLUSIONES

El aislante térmico cumple con los requisitos de diseño de la tarjeta electrónica y del cohete sonda, ya que el espesor crítico calculado y simulado en Ansys APDL arroja una estabilidad del sistema aislante por encima del tiempo de trayectoria del cohete sonda, asegurado la lectura adecuada del estado del tiempo.

Se propone el uso de cuatro aletas en el cohete sonda debido a que esta cantidad evita que el cohete gire hacia los lados garantizando así la estabilidad estática, favoreciendo la trayectoria correcta del cohete; una prueba de lo anterior se puede evidenciar en el cálculo de la estabilidad aerodinámica realizado en el programa hecho en Visual Basic.

El costo estructural del cohete sonda es de 540 USD siendo mayor que el de un lanzamiento convencional de un globo meteorológico en Latinoamérica [1], pero la capacidad del cohete sonda de ser recuperable permite una reducción en el impacto ambiental y una reducción económica a corto plazo.

## AGRADECIMIENTOS

El presente Artículo de investigación fue realizado bajo la colaboración y apoyo del Dr. José Rodrigo Velásquez Giraldo.

## REFERENCIAS

- [1] I. Giraldo, J. Parra, y E. Gomez. "Estudio Operacional de los procedimientos de radiosondeo en Latinoamérica," *TECNOESUFA*, vol. 23, no. 1, pp. 36-42, jul. 2015.
- [2] W. Gutierrez, M. Garcia, V. Magaña, y J. Escalante. Escalante. "Diseño y construcción de un globo meteorológico cautivo instrumentado," *Ingeniería y ciencia*, vol. 3, no. 5, pp. 29-32, jun. 2007.
- [3] D. Jaramillo, J. Valencia, J. Torres, E. Gaviria. C. Quintero, J. Calderón. "Diseño de un Cohete a Propulsión a un Objetivo," Universidad del Quindío, pp. 1-6. oct. 2009.
- [4] P. Murcia, R Córdoba, H. Galindo. "Diseño y construcción de un cohete sonda."

*Historia y practicas investigativas de los semilleros en ingeniería*, vol. 2. no. 1. pp. 20-25, jul. 2014.

- [5] E. López. (2010, octubre 21). Vía libre a la compra e instalación de un nuevo satélite para Colombia [online]. EL TIEMPO Casa Editorial, Available: [http://www.eltiempo.com/tecnologia/telecomunicaciones/ARTICULO-WEB-NEW\\_NOTA\\_INTERIOR-8173682.html](http://www.eltiempo.com/tecnologia/telecomunicaciones/ARTICULO-WEB-NEW_NOTA_INTERIOR-8173682.html)
- [6] Y. A. Cengel, *Transferencia de calor*. McGRAW-hill/Interamericana Editores, México D.F., 2014, pp. 450-500.
- [7] G. B. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons. USA. 2001, pp. 417-450.
- [8] R. Nakka, (2007, February 20), Solid Rocket Motor Theory, (1nd ed) [Online], Available: [http://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka\\_theory\\_pages.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka_theory_pages.pdf)
- [9] D. Favela, "Diseño conceptual aerodinámico de un cohete sonda" Ing. Tesis, Depto. Ingeniería aeronáutica, Instituto Politécnico nacional, México D.F. 2013.
- [10] R. Nakka,. (2005, May 5), Mecanizado de tobera para cohete. (1nd ed) [Online], Available: <http://es.slideshare.net/RobertoOrtegaCuadros/mecanizado-de-toberas-para-cohetes>.
- [11] J. Barrowman, J. Barrowman, (1996, Abril 18), La predicción teórica del centro de presiones. (1nd ed) [Online], Available: <http://www.acema.com.ar/biblioteca/databases/download/barrowman.pdf>
- [12] J. Sanchez. 2014. "Estudio del flujo en la tobera del motor cohete J-2s mediante técnicas CFD," Ing. Tesis, Depto. Máquinas y motores térmicos, Universidad Politécnica de Valencia, Valencia, España. 2014.
- [13] D. Garzón, C. Duque, M. Roa, "Introducción General a la Tecnología de Propulsión," Universidad Nacional de Colombia, 2004, pp. 114-143.