

Diseño y construcción de la estructura mecánica, escudo térmico, sistema de elevación y sistema de descenso de un globo sonda estratosférico

Andrés Camilo Pitta Carvajal, Sergio Andrés Esteban Cudriz

Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Mecánico

Director

Manuel de Jesús Martínez PhD

Ingeniero mecánico

Co-director

Julián Rodríguez Ferreira PhD

Ingeniero Electrónico

Universidad Industrial de Santander

Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas

Escuela de Ingeniería Mecánica

Bucaramanga

Dedicado a:

*A María Mercedes Carvajal Salamanca, «Chitis», por su incansable entrega, sacrificio y amor y
parte fundamental de este logro.*

A mis padres Pablo y Raquel y a mi hermana Tatiana, por su apoyo y amor incondicional

A mi abuelo Roberto, por ser ejemplo de lucha día a día

A mi familia por su constante apoyo y motivación

A Marco Beltrán por ser un ejemplo de fuerza y compromiso que siempre recordaré

A mis amigos por saber encontrar y entregar alegría en cualquier situación

A la familia del Grupo Halley por todo lo aprendido

Andrés Camilo Pitta Carvajal

Dedicado a:

A mi madre por todo su apoyo y amor incondicional,

A mi familia por creer en mí y motivarme

A mis amigos por tantas alegrías

A Marco quien siempre estará presente en nuestros recuerdos

Sergio Andrés Esteban Cudriz

Agradecimientos

Queremos agradecer:

A nuestro codirector Julián por todo el esfuerzo invertido en este proyecto y en nuestro proceso de formación

A nuestro director Manuel por su paciencia y muy valiosa orientación en este proyecto

A los profesores de la Escuela de Ingeniería Mecánica, por la excelente labor que realizan formando profesionales

A la Escuela de Ingeniería Mecánica por permitirnos el orgullo de representarla en nuestra vida laboral

A la Universidad Industrial de Santander por brindarnos tanto apoyo

A Douglas, Iván, Chaparro, Bonilla, y Jose por todo el apoyo en el desarrollo de este proyecto

Al Centro Integral de Mantenimiento Industrial - SENA por su colaboración en la soldadura de la estructura

Al Frigorífico Metropolitano S.A.S. por el préstamo de sus instalaciones en la realización de pruebas térmicas

A la escuela de Ingeniería Civil por el préstamo de la máquina de ensayos MTS 810

A la escuela de Ingeniería Mecánica por el apoyo económico para atender COSPAR 2018

A la Vicerrectoría de Investigación y Extensión por el apoyo económico para atender COCOA 2017

CONTENIDO

Introducción	15
1 Objetivos	19
1.1 Objetivo general	19
1.2 Objetivos específicos	19
2 La Misión E3Tratos	20
3 Metodología de diseño	25
3.1 Componentes de la misión	26
3.2 Diseño geométrico de la góndola.....	27
3.2.1 Resistencia al flujo de aire.	27
3.2.2 Distribución de la carga útil.	28
3.2.3 Requerimientos de los instrumentos.	30
3.3 Diseño de la estructura metálica	34
3.3.1 Requerimientos estructurales..	34
3.3.2 Selección de perfiles y material.	34
3.3.3 Método de ensamblaje.....	38
3.4 Diseño del escudo térmico	41
3.4.1 Requerimientos térmicos.....	42
3.4.2 Selección del material aislante.	44
3.4.3 Modelado y análisis del diseño.	45

3.5	Selección del sistema de recuperación.....	61
3.5.1	Análisis y dimensionamiento del paracaídas.	61
3.5.2	Selección del paracaídas.....	65
3.6	Selección de los amarres	65
3.7	Selección del globo	66
3.7.1	Análisis del globo y especificaciones de llenado	66
4	Diseño de detalle y construcción	66
4.1	Dimensionamiento y construcción de la estructura	67
4.1.1	Manufactura de las piezas	67
4.1.2	Ensamblaje por medio de soldadura.....	69
4.2	Dimensionamiento y construcción del escudo térmico	70
4.2.1	Selección del método de unión.....	72
4.3	Ensamble del sistema.....	72
5	Pruebas y análisis de resultados	72
5.1	Prueba a condición de carga crítica	72
6	Costos.....	75
7	Menciones finales	77
8	Conclusiones	78
9	Recomendaciones	80
	Apéndices	

Figuras

<i>Figura 1 Componentes de la misión E3Tratos.</i>	<i>21</i>
<i>Figura 2. Corte transversal que permite apreciar la distribución de la carga útil dentro de la góndola.</i>	<i>22</i>
<i>Figura 3. Perfil atmosférico de temperatura hasta 35 km de altura, correspondiente a la troposfera y gran parte de la estratosfera.</i>	<i>23</i>
<i>Figura 4. Diagrama de cuerpo libre del sistema góndola- paracaídas.</i>	<i>24</i>
<i>Figura 5. Diagrama de cuerpo libre de la góndola.....</i>	<i>24</i>
<i>Figura 6. Perfil atmosférico de presión hasta 35 km de altura.....</i>	<i>25</i>
<i>Figura 7 Distribución de la instrumentación en los tres niveles de soporte al interior de la góndola.</i>	<i>29</i>
<i>Figura 8. Instrumento de medición de CO₂ y sus componentes.</i>	<i>31</i>
<i>Figura 9. Vista superior de la góndola en donde se aprecia la ubicación del sensor de medición de concentración de CO₂..</i>	<i>31</i>
<i>Figura 10. Vista superior de los niveles de acrílico usados para dar soporte a los elementos electrónicos que se alojarán en la góndola..</i>	<i>32</i>
<i>Figura 11 Vista exterior de la góndola.....</i>	<i>33</i>
<i>Figura 12. Diseño inicial de la estructura de aluminio.</i>	<i>35</i>
<i>Figura 13. Diseño preliminar de la estructura.....</i>	<i>36</i>
<i>Figura 14. Vista isométrica del diseño final de la estructura..</i>	<i>37</i>
<i>Figura 15. Vista frontal de la estructura de aluminio al interior de la góndola.....</i>	<i>39</i>
<i>Figura 16. Diagrama de cuerpo libre de la unión soldada A.</i>	<i>39</i>
<i>Figura 17. Esquema de cargas térmicas incidentes sobre la góndola durante el vuelo.....</i>	<i>42</i>

<i>Figura 18. Área de la góndola en la cual incide la radiación infrarroja del cielo (4 en Lista 1), la radiación infrarroja perdida (7 en Lista 1), y la convección externa (8 en Lista 1).....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 19. Área de la góndola en la cual incide la radiación por albedo terrestre (2 en Lista 1) y la radiación infrarroja terrestre (6 en Lista 1).....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 20. Área de la góndola en la cual incide la radiación solar directa (1 en Lista 1).</i>	<i>44</i>
<i>Figura 21. Representación gráfica bidimensional de la góndola.</i>	<i>48</i>
<i>Figura 22. Ecuaciones de diferencias finitas para elementos bidimensionales en estado transitorio con carga convectiva..</i>	<i>49</i>
<i>Figura 23. Clasificación de los nodos en la góndola según su posición.....</i>	<i>50</i>
<i>Figura 24. Esquema de cargas térmicas incidentes en el nodo (1,1).</i>	<i>52</i>
<i>Figura 25. Diagrama de flujo del paso 6.</i>	<i>57</i>
<i>Figura 26. Temperatura de la góndola en el punto crítico de vuelo.</i>	<i>58</i>
<i>Figura 27. Temperatura de los nodos en la esquina superior izquierda de la góndola.....</i>	<i>60</i>
<i>Figura 28 Paracaídas seleccionado, imagen tomada de http://spherachutes.com/</i>	<i>65</i>
<i>Figura 29 Argolla para los amarres.....</i>	<i>68</i>
<i>Figura 30 estructura construida</i>	<i>69</i>
<i>Figura 31 Ejemplo cordón de soldadura.....</i>	<i>70</i>
<i>Figura 32 Exterior de la góndola</i>	<i>71</i>
<i>Figura 33 Prueba a tracción de la estructura.</i>	<i>73</i>
<i>Figura 34 Gráfica de resultados de la prueba a tracción</i>	<i>74</i>
<i>Figura 35. Masas de los componentes a bordo de la misión.....</i>	<i>77</i>

Tablas

<i>Tabla 1. Sistemas y elementos de la misión.</i>	<i>27</i>
<i>Tabla 2 Coeficientes de arrastre para diferentes geometrías, tomado de (Cengel y John, s. f.)</i>	<i>28</i>
<i>Tabla 3 Esfuerzos permisibles del código AISC para metal de aporte, tomado de (Budynas y Nisbett 2012).....</i>	<i>40</i>

Apéndices

(Ver apéndices adjuntos en el CD y pueden visualizarlos en la base de datos de la biblioteca UIS)

Apéndice 1. Plano de la góndola

Apéndice 2. Plano del diseño de la estructura final.

Apéndice 3. Perfil de presión y temperatura atmosférica en función de la altura. (Rodríguez – Ferreira et.al. 2018)

Apéndice 4. Acercamientos de la clasificación de los nodos en la góndola según su posición.

Apéndice 5. Diagrama de flujo del algoritmo utilizado.

Apéndice 6. Catálogo del proveedor de paracaídas Spherachutes.

Apéndice 7. Factor de reducción de la fuerza de apertura del paracaídas.

Apéndice 8. Coeficiente de fuerza de apertura del paracaídas.

Apéndice 9. Simulación estructural.

RESUMEN

TÍTULO: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA MECÁNICA, ESCUDO TÉRMICO, SISTEMA DE ELEVACIÓN Y SISTEMA DE DESCENSO DE UN GLOBO SONDA ESTRATOSFÉRICO*

AUTORES: ANDRÉS CAMILO PITTA CARVAJAL, SERGIO ANDRÉS ESTEBAN CUDRIZ**

PALABRAS CLAVE: GÓNDOLA, GLOBO SONDA, ATMOSFERA, ESCUDO TÉRMICO, ESTRATOSFERA

DESCRIPCIÓN:

La misión E3Tratos es un proyecto de la Escuelas de Ingeniería Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones e Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander, el cual busca lanzar el primer globo sonda estratosférico desarrollado en la zona del oriente colombiano para estudiar la atmósfera terrestre.

Como parte del desarrollo de la misión se elaboró el presente trabajo para describir el diseño y la construcción de la estructura mecánica, escudo térmico, sistema de elevación y sistema de descenso del sistema globo-carga útil. Los anteriores son componentes fundamentales para el cumplimiento de los objetivos de la misión, pues garantizaran protección y funcionamiento de los instrumentos de monitoreo atmosférico durante cada etapa del vuelo.

El proceso se llevó a cabo en cinco etapas: diseño geométrico para garantizar funcionalidad y protección a los instrumentos, análisis estructural para la carga crítica durante el vuelo, diseño de un escudo térmico para mantener la instrumentación electrónica en el rango de temperatura de operación, diseño en detalle, construcción del prototipo y validación. Durante todo el proceso se tuvieron en cuenta parámetros como requerimientos de operación de los sensores, peso máximo que puede ser elevado por el globo y aerodinámica del conjunto, ya que son factores que influyen directamente en el cumplimiento de los objetivos generales de la misión como lo son la toma de datos atmosféricos y la recuperación de la góndola y la instrumentación que contiene.

* Trabajo de grado

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Manuel del Jesús Martínez PhD. Codirector: Julián Rodríguez Ferreira PhD

ABSTRACT

TITLE: DESIGN AND CONSTRUCTION OF THE MECHANICAL STRUCTURE, THE THERMAL SHIELD, THE ELEVATION SYSTEM AND THE DESCENT SYSTEM OF A STRATOSPHERIC PROBE BALLOON

AUTHOR: ANDRÉS CAMILO PITTA CARVAJAL, SERGIO ANDRÉS ESTEBAN CUDRIZ

KEYWORDS: STRATOSPHERIC BALLOON, THERMAL SHIELD, STRATOSPHERE, GONDOLA,

DESCRIPTION:

The E3Tratos mission is a project of the Electrical, Electronics and Telecommunications Engineering and Mechanical Engineering Schools at Universidad Industrial de Santander, which seeks to launch the first stratospheric probe balloon developed in the eastern Colombian area to study the Earth's atmosphere.

As part of the development of the mission, the present work was elaborated to describe the design and construction of the mechanical structure, thermal shield, elevation system and descent system of the balloon-payload system. These are fundamental components for the fulfillment of the objectives of the mission, since they will guarantee protection and operation of the atmospheric monitoring instruments during each stage of the flight.

The process was carried out in five stages: geometric design to guarantee functionality and protection to the instruments, structural analysis for the critical load during the flight, design of a thermal shield to maintain the electronic instrumentation working across all the temperature range, detailed design, prototype construction and systems validation.

Throughout this process, parameters such as operating requirements of the sensors, maximum weight that can be lifted by the balloon and aerodynamics of the system were taken into account, which directly influence the fulfillment of the mission's general objectives such as the atmospheric data collection and the gondola recovery with its instrumentation.

* Bachelor Thesis

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Manuel del Jesús Martínez PhD. Codirector: Julián Rodríguez Ferreira PhD

Introducción

El uso de globos como medios para alcanzar grandes alturas se extiende a múltiples disciplinas por su principal ventaja que es el bajo costo que implican. El primer vuelo con globo aerostático fue lanzado en 1783 por los hermanos Montgolfier y alcanzó unos 2 km de altitud. En diciembre de ese mismo año Jacques Charles y los hermanos Nicolas y Louis Robert usando un globo mejorado lograron tomar la primera medida científica durante un vuelo, la cual fue la medición de la temperatura del aire como función de la altitud. En la década de 1890 se comenzó la implementación de globos de látex conocidos como globos sonda o globos meteorológicos, estos globos han facilitado experimentos en áreas como física atmosférica, estudios sobre el sol y rayos cósmicos (Gaskin, Smith, y Jones 2014) (Yajima et al. 2009)

Los globos sonda meteorológicos tienen la capacidad de llevar cargas útiles ligeras, que comúnmente están en valores de entre 1 y 6 kg. El ascenso del globo culmina cuando se alcanza una altura particular en la cual este se desgarrar debido a que alcanza su límite de expansión, lo cual ocurre incluso a alturas superiores a los 27 km, seguido de una caída libre frenada por un paracaídas que permite recuperar la sonda con la instrumentación y datos almacenados. Estos globos han permitido numerosas investigaciones y descubrimientos tales como el descubrimiento de los rayos cósmicos por Victor Hess en 1912. (Gaskin, Smith, y Jones 2014)

En este proyecto son de particular interés los globos sonda de látex. El látex por sus propiedades naturales puede estirarse hasta un 500% en una dirección. Cuando el látex es sometido al proceso de vulcanización sufre una modificación a su estructura que mejora las propiedades de deformación elástica. Particularmente se produce la propiedad de elongación biaxial uniforme. La cual es deseada en los globos pues logra una expansión uniforme

permitiéndole alcanzar áreas mayores. (Yajima et al. 2009) .La elevación de los globos se explica a través del principio de Arquímedes: “un cuerpo sumergido en un fluido experimenta una fuerza vertical de flotación igual al peso del fluido que desplaza” (White 2003) bajo este principio podemos describir la etapa de elevación del Sistema.

Una parte fundamental de toda misión usando globos es la góndola, la cual es la plataforma mecánica que sostiene, distribuye y protege la instrumentación para la toma de datos. Esta debe incluir los componentes mecánicas para toda la instrumentación. En el proceso de diseño de la góndola se tiene varias restricciones críticas, una de las cuales es la cantidad máxima de masa que el globo puede elevar, es por eso que el material para la construcción de la estructura debe ser cuidadosamente escogido para que cumpla los requerimientos de resistencia mecánica y térmica y además sea liviano. La góndola también debe poseer un escudo térmico que mantenga los instrumentos a la temperatura de funcionamiento.

Dado lo anteriormente mencionado resulta evidente que los globos sonda son una plataforma de fácil acceso y bajo costo para la realización de estudios de las primeras capas de la atmosfera terrestre. En este proyecto se usará esta plataforma para encarar el problema ambiental latente en las ciudades colombianas en la actualidad.

Para el caso de Bucaramanga, según cifras del DANE, el área metropolitana tiene una población de aproximadamente 1'141.671 habitantes y según cifras de la DTB¹ un parque automotor de 674.317 vehículos a motor. Este parque automotor genera 1'249.953 toneladas de CO₂ equivalente según el periódico vanguardia que cita a un estudio realizado por la UPB Medellín² en convenio con el AMB³. Siendo este último la autoridad ambiental urbana de la zona

¹ Dirección de Tránsito de Bucaramanga

² Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín

metropolitana. Estas cifras son alarmantes pues indican que hay un automotor por cada dos habitantes, lo cual representa un riesgo para la salud y la calidad de vida de los bumangueses. En este reporte emitido por vanguardia liberal también mencionan que “Una de las principales falencias que encontró la UPB es que no se hacen mediciones continuas de calidad del aire (solo monitoreos temporales) y por ello no es posible determinar por ahora el impacto en la salud de la gente”. Esto crea la necesidad urgente de desarrollar proyectos cuyo alcance permite ampliar la base de datos de la calidad del aire en Bucaramanga y Santander. Motivados por esta necesidad surge la idea del proyecto E3Tratos, cuyo objetivo es llevar a cabo un estudio de la atmósfera terrestre que permita la recolección de datos desde el nivel del suelo hasta una altura de aproximadamente 30 km.

En este documento se describe la misión E3Tratos y se detalla todo el proceso de diseño y construcción de los distintos componentes mecánicos necesarios para el cumplimiento de los objetivos de la misión, los cuales validan los objetivos y alcances de este trabajo de grado.

En el capítulo 1 se exponen los objetivos en el área mecánica, y en el capítulo 2 se habla de la misión E3Tratos en detalle, se inicia exponiendo los componentes de la misión y se da una descripción de las condiciones atmosféricas en la trayectoria esperada, se muestra también el proceso de selección de la zona de lanzamiento y se habla de los componentes electrónicos que contendrá la góndola.

Una vez descrita la misión se muestra en el capítulo 3 la metodología de diseño, este capítulo empieza con una descripción de los componentes de la misión y luego pasa a hablar del diseño de los distintos componentes mecánicos, es decir, la estructura, el escudo térmico, el paracaídas,

³ Área Metropolitana de Bucaramanga.

los amarres, y el globo. En este capítulo se incluye el proceso analítico que conllevó al diseño final.

En el capítulo 4 se hace una descripción detallada de la construcción del prototipo, también se muestran algunos cambios que se realizaron para poder lograr la geometría, se muestra como fue el proceso de moldeado y unión de las piezas y el resultado final obtenido.

Después de esto se muestra en el capítulo 5 la validación del diseño mediante pruebas reales a las condiciones críticas de vuelo, dicha condición fue emulada en una prueba de tracción. Finalmente en el capítulo 6 se presentan los costos involucrados en el proyecto y en el capítulo 8 y 9 se dan las conclusiones del proyecto y las recomendaciones del proyecto respectivamente.

1 Objetivos

1.1 Objetivo general

Realizar el diseño y construcción de la estructura mecánica, escudo térmico, sistema de elevación y sistema de descenso de un globo sonda estratosférico

1.2 Objetivos específicos

- Realizar el diseño geométrico de la góndola y las interfaces mecánicas para asegurar y ubicar la instrumentación electrónica dentro de la misma y así garantizar su correcto funcionamiento.
- Seleccionar un material para la construcción de la góndola y verificar la selección y el diseño geométrico a partir de un análisis estructural para resistencia a carga de impacto que simule el momento en que toca suelo.
- Implementar un análisis térmico a la góndola para evaluar la necesidad de un escudo térmico externo y en caso de ser necesario definir las dimensiones del escudo térmico a utilizar, tal que garantice las condiciones nominales de temperatura de operación de la instrumentación.
- Adaptar un sistema de elevación tipo globo de látex inflado con helio a la góndola que asegure el ascenso de la carga útil a la estratosfera terrestre.
- Adaptar un sistema de recuperación tipo paracaídas a la góndola que asegure el descenso de la carga útil a una velocidad segura para la instrumentación.
- Construir el prototipo.

2 La Misión E3Tratos

La misión “E3Tratos” (*Figura 1*) es un proyecto del Grupo de Investigación CEMOS⁴ de la Escuela de Ingeniería Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones (E3T) con el apoyo de los grupos de Investigación RadioGis (E3T) y GIEMA⁵ de la escuela de Ingeniería Mecánica (EIM) de la Universidad Industrial de Santander (UIS). E3Tratos es el primer proyecto de investigación de globos estratosféricos con carga útil científica que se está desarrollando en la UIS, su misión es observar la superficie de la tierra en las bandas del espectro visible e infrarrojo cercano (VIS-NIR) desde la estratósfera, medir variables meteorológicas y concentración de gases de efecto invernadero a lo largo de su recorrido desde el suelo santandereano hasta aproximadamente 35 kilómetros de altitud y de vuelta a la superficie terrestre.

La misión E3Tratos se vale de los elementos A, B, C, D, E mostrados en la Figura 1 para cumplir sus objetivos. Los elementos mostrados en la figura son: A) Un globo sonda de látex lleno de helio que brinda el empuje vertical, B) Cuerdas de nylon que permiten la unión de todos los elementos entre sí. C) Paracaídas para reducir la velocidad de descenso, D) Reflector de ondas de radio para que el sistema pueda ser detectado por radares y aeronaves cercanas y E) Góndola para alojar la carga útil.

⁴ CEMOS: Grupo de Investigación en Control, Electrónica, Modelado y Simulación.

⁵ GIEMA: Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente.

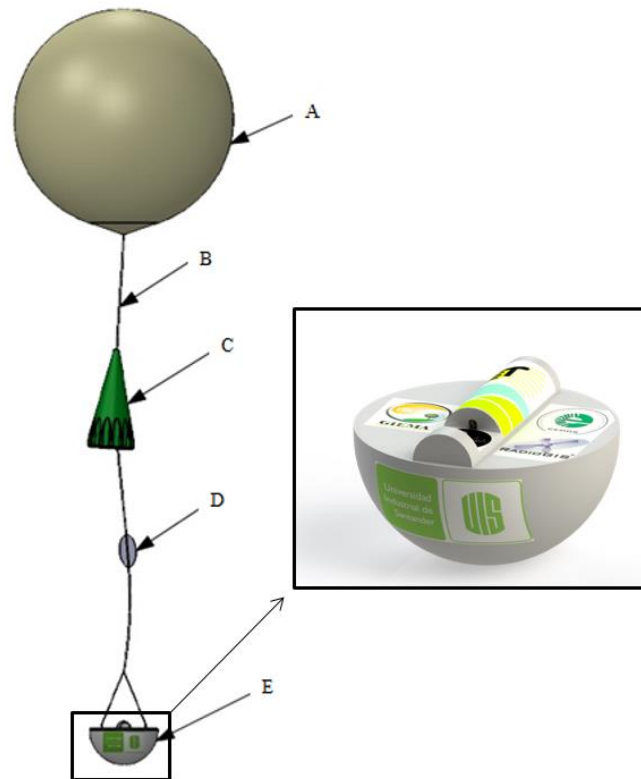


Figura 1 Componentes de la misión E3Tratos: A) Globo sonda. B) Cuerdas. C) Paracaídas D) Reflector de radar. E) Góndola. F) Detalle de la góndola.

La carga útil alojada dentro de la góndola tiene la función de tomar, procesar y comunicar los datos y está compuesta de los subsistemas mostrados en la *Figura 2*, los cuales son: A) un sensor para medir la concentración de diversos gases, el cual en los primeros lanzamientos será utilizado para medir concentración de dióxido de carbono. B) Tarjetas de control del sensor de CO₂ C) Estación meteorológica para medir variables atmosféricas (presión, temperatura, humedad relativa) radiación solar y medición de material particulado, además de componentes del enlace radio que junto a una estación en Tierra permitirán realizar el seguimiento de la posición del globo sonda y recibir los datos de telemetría. D) Fuente de alimentación y

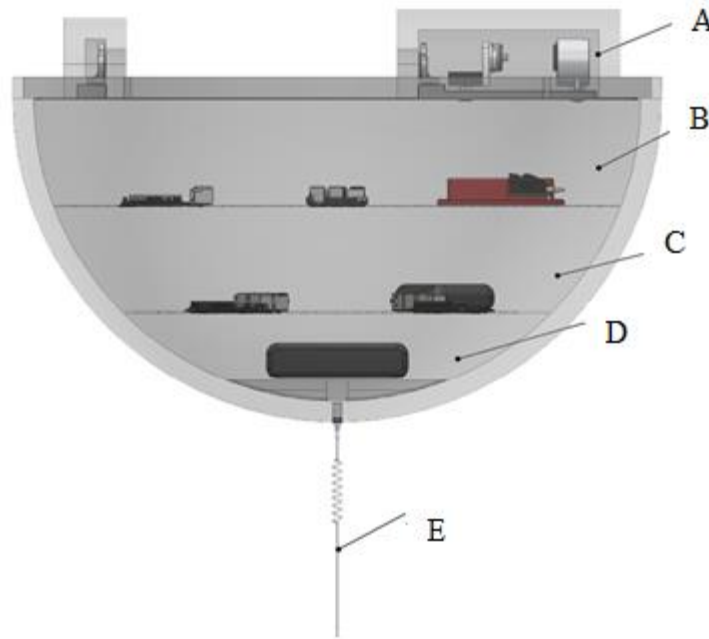


Figura 2. Corte transversal que permite apreciar la distribución de la carga útil dentro de la góndola. A) Sensor de CO₂ B) Tarjetas de control del sensor de CO₂ C) Estación meteorológica y componentes del radio enlace D) Alimentación y electrónica de control del sistema. E) Antena del radio enlace

computadora de abordo, encargada del procesamiento de datos y control de los sensores. E) Antena de radio enlace.

Durante los vuelos de ascenso y descenso a través de la atmósfera la carga útil será sometida a cambios de temperatura (Figura 3) y de presión (Figura 6). Son estos cambios en el aire atmosférico y distintas cargas térmicas incidentes (Irradiancia solar, infrarroja del cielo, albedo terrestre, entre otras) (Farley 2005)(Horn y Carlson 1983) los que hacen necesario el diseño de un escudo térmico que proteja la instrumentación científica dentro de la góndola.

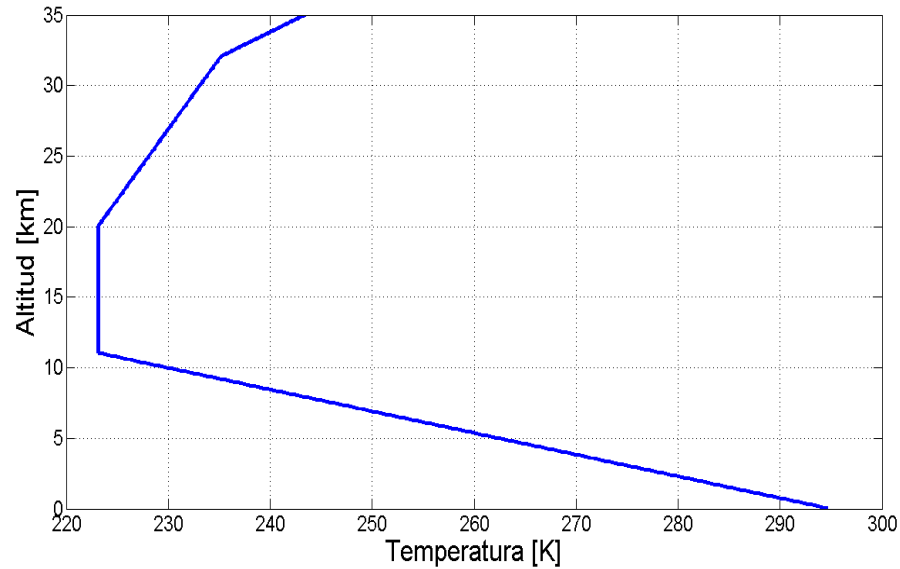


Figura 3. Perfil atmosférico de temperatura hasta 35 km de altura, correspondiente a la troposfera y gran parte de la estratosfera. En la cual se pueden visualizar valores de: 295 K a 0 km, 223.16 K entre 11 y 20 km, 224 a 235 K entre 20 y 32 km y 235 a 243 K entre 32 y 35 km de altura. Adaptado de. (Minzner, Champion, y Pond 1959)

El ascenso de la carga útil será posible gracias al empuje vertical brindado por el globo lleno de helio, el cual alcanzará su altura límite (35 km aproximadamente) cuando el descenso en la presión atmosférica (Figura 6) ocasione que su volumen aumente hasta que el látex se desgarre. Una vez esto sucede se inicia una caída libre de aproximadamente 4 a 6 segundos (CSBF 2013), la cual es frenada por el despliegue del paracaídas. La desaceleración producida por este despliegue está en el rango de 2 a 5 veces el valor de la gravedad (CSBF 2013) y es un parámetro crítico a tener en cuenta en el diseño estructural de la góndola.(Soler 2013). En la figura Figura 4 se muestra un diagrama de cuerpo libre del sistema en el momento en el que el paracaídas se abre completamente y su resistencia al flujo de aire resulta en la desaceleración previamente mencionada.

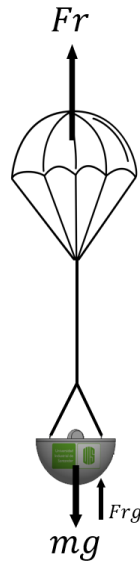


Figura 4. Diagrama de cuerpo libre del sistema góndola- paracaídas.

En donde Fr representa la fuerza ocasionada por la desaceleración del sistema como consecuencia del despliegue del paracaídas, mg es el peso de la góndola y Fr_g es la fuerza ocasionada por la resistencia del aire al paso de la góndola. La fuerza Fr se transmite a la góndola a través de la cuerda de nylon a cada uno de sus cuatro puntos de amarre. En la Figura 5 se puede apreciar el diagrama de cuerpo libre de la góndola, en el cual la fuerza $Fr/4$ representa la fuerza de tensión en la cuerda dividida en cada punto de amarre.



Figura 5. Diagrama de cuerpo libre de la góndola.

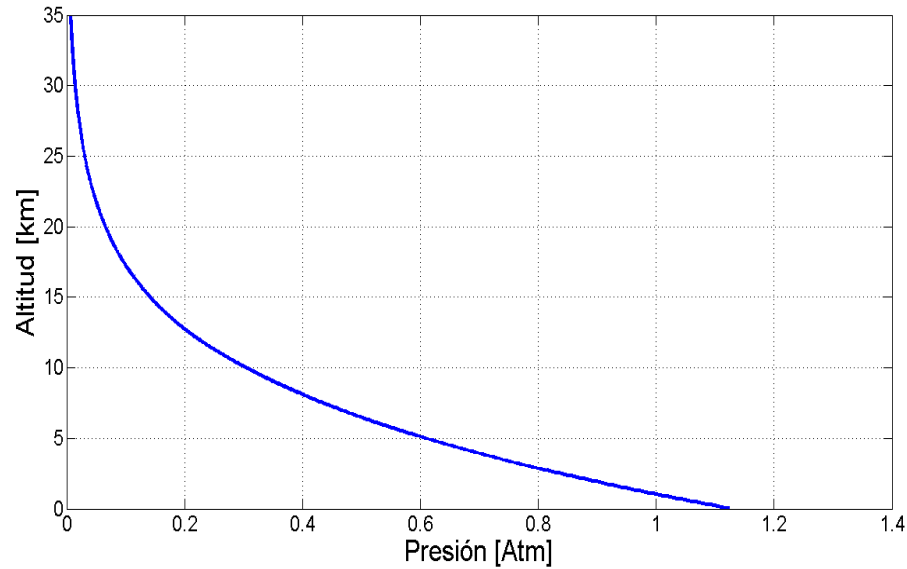


Figura 6. Perfil atmosférico de presión hasta 35 km de altura, correspondientes a la tropósfera y gran parte de la estratósfera. En la imagen se puede visualizar que esta presión disminuye con respecto a la altura teniendo un valor de 1,1243 atm a 0 km y 0,0072 atm a 35 Km de altura. Adaptado de(Minzner, Champion, y Pond 1959).

3 Metodología de diseño

Este capítulo describe detalladamente el proceso de diseño de cada uno de los sistemas que componen la misión E3Tratos y se divide en 7 secciones: La 3.1 menciona cuáles son los componentes de la misión, la 3.2 habla del diseño geométrico de la góndola y los factores tenidos en cuenta para este diseño, la 3.3 se encarga del análisis de resistencia de la estructura, la 3.4 expone el proceso de estudio del escudo térmico y de su comportamiento durante el vuelo mediante una simulación, la 3.5 se encarga de mostrar la selección del paracaídas, la 3.6 muestra la selección de los amarres y finalmente la 3.7 mostrara la selección y cálculo de llenado del globo.

3.1 Componentes de la misión

El lanzamiento de la misión E3Tratos tiene como objetivo realizar un perfil atmosférico cuya variable principal de estudio será la concentración de CO₂. Para el cumplimiento de este objetivo general la misión de vale de distintos componentes como lo son: un globo de látex como sistema de elevación, el sistema de recuperación tipo paracaídas, el sistema de comunicación usando una estación en tierra y un radio enlace, fuente de alimentación tipo batería, la computadora de abordo, el sistema de localización, la góndola y los sensores para la toma de datos. A continuación se describe los elementos de cada uno de los subsistemas.

Misión E3Tratos		
Sistemas	Elementos	Función
Sistema de recuperación	Paracaídas	Mantener el descenso a una velocidad de apróx. 5 m/s
Sistema de comunicación	Antenas	Transmitir los datos a la estación en tierra
	Módulo	Procesamiento de datos
Fuente de alimentación	Batería	Suministrar la energía para el funcionamiento de la electrónica
Computadora de bordo	PCB	Procesamiento de datos
Sistema de ubicación	Satellite tracker	Geolocalización del sistema
	Globo de látex	Empuje del sistema
Sistema de elevación	Helio	Empuje del sistema
	Cuerdas de Nylon	Unión entre el globo y la góndola
	Estructura	Protección y soporte para la carga útil
Góndola	Cubierta	Aislamiento Térmico de la carga útil
	Niveles de acrílico	soporte para la carga útil

	Medidor de concentración de CO ₂	Determinar la concentración del sistema
	Cámaras	Toma de imágenes
Sensores para la toma de datos	Sensor de presión	Medir presión atmosférica
	Sensor de Humedad	Medir Humedad en el ambiente
	Sensor de temperatura	Medir temperatura

Tabla 1. Sistemas y elementos de la misión.

A partir de esta lista de elementos se inicia el proceso de diseño de los componentes mecánicos.

3.2 Diseño geométrico de la góndola

En esta sección se abordará el diseño geométrico de los elementos de la góndola: en la sección 3.2.1 se explicará la razón para seleccionar el tipo de geometría externa, en la 3.2.2 se mostrará la distribución de los elementos electrónicos y su relación con la configuración final de la geometría y finalmente en la 3.2.3 se expondrán las condiciones de funcionamiento de los instrumentos tenidos en cuenta en el diseño geométrico final.

3.2.1 Resistencia al flujo de aire. Con el fin de reducir al máximo el desplazamiento horizontal de la góndola su geometría debe tener el menor arrastre posible, de manera que cuando la componente horizontal de las corrientes de viento actúen sobre ella el empuje sea mínimo. Con esta finalidad se estudiaron los coeficientes de arrastre de geometrías comunes y se encontró que el elipsoide, el hemisferio y la esfera son los cuerpos tridimensionales comunes con menor coeficiente de arrastre. Posteriormente se contempló la conveniencia de cada geometría de acuerdo a los parámetros de la misión y se concluyó que: la esfera no es conveniente porque, además de dificultar la instalación del instrumento principal, se desperdiciaría una gran cantidad

de volumen lo cual representa un aumento de peso muerto a elevar por el globo y el elipsoide es de difícil construcción, lo que resulta en la elección de la geometría hemisférica la cual aporta beneficios tales como aerodinámica, facilidad de construcción y adaptabilidad.

TABLA 11-2

Coefficientes de arrastre representativos C_D para varios cuerpos tridimensionales para $Re > 10^4$, con base en el área frontal (para usar en la relación de fuerza de arrastre $F_D = C_D A \rho V^2 / 2$ donde V es la velocidad corriente arriba)

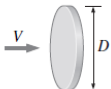
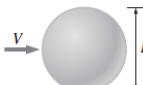
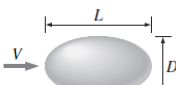
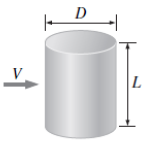
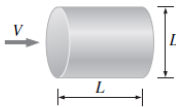
Cubo, $A = D^2$  $C_D = 1.05$	Disco circular delgado, $A = \pi D^2/4$  $C_D = 1.1$	Cono (para $\theta = 30^\circ$), $A = \pi D^2/4$  $C_D = 0.5$																										
Esfera, $A = \pi D^2/4$  Laminar: $C_D = 0.5$ Turbulento: $C_D = 0.2$	Elipsoide, $A = \pi D^2/4$  <table><tr><th rowspan="2">L/D</th><th colspan="2">C_D</th></tr><tr><th>Laminar</th><th>Turbulento</th></tr><tr><td>0.75</td><td>0.5</td><td>0.2</td></tr><tr><td>1</td><td>0.5</td><td>0.2</td></tr><tr><td>2</td><td>0.3</td><td>0.1</td></tr><tr><td>4</td><td>0.3</td><td>0.1</td></tr><tr><td>8</td><td>0.2</td><td>0.1</td></tr></table>	L/D	C_D		Laminar	Turbulento	0.75	0.5	0.2	1	0.5	0.2	2	0.3	0.1	4	0.3	0.1	8	0.2	0.1							
L/D	C_D																											
	Laminar	Turbulento																										
0.75	0.5	0.2																										
1	0.5	0.2																										
2	0.3	0.1																										
4	0.3	0.1																										
8	0.2	0.1																										
Hemisferio, $A = \pi D^2/4$  $C_D = 0.4$  $C_D = 1.2$	Cilindro corto, vertical, $A = LD$  <table><tr><th>L/D</th><th>C_D</th></tr><tr><td>1</td><td>0.6</td></tr><tr><td>2</td><td>0.7</td></tr><tr><td>5</td><td>0.8</td></tr><tr><td>10</td><td>0.9</td></tr><tr><td>40</td><td>1.0</td></tr><tr><td>∞</td><td>1.2</td></tr></table> Los valores son para flujo laminar	L/D	C_D	1	0.6	2	0.7	5	0.8	10	0.9	40	1.0	∞	1.2	Cilindro corto, horizontal, $A = \pi D^2/4$  <table><tr><th>L/D</th><th>C_D</th></tr><tr><td>0.5</td><td>1.1</td></tr><tr><td>1</td><td>0.9</td></tr><tr><td>2</td><td>0.9</td></tr><tr><td>4</td><td>0.9</td></tr><tr><td>8</td><td>1.0</td></tr></table>	L/D	C_D	0.5	1.1	1	0.9	2	0.9	4	0.9	8	1.0
L/D	C_D																											
1	0.6																											
2	0.7																											
5	0.8																											
10	0.9																											
40	1.0																											
∞	1.2																											
L/D	C_D																											
0.5	1.1																											
1	0.9																											
2	0.9																											
4	0.9																											
8	1.0																											

Tabla 2 Coeficientes de arrastre para diferentes geometrías, tomado de (Cengel y John, s. f.)

En la Tabla 2 se muestran algunos cuerpos tridimensionales comunes para los cuales se dan los valores de área y coeficiente de arrastre necesarios para el cálculo de la fuerza de arrastre ante un flujo transversal.

3.2.2 Distribución de la carga útil. Para que se pueda cumplir el objetivo de medir variables atmosféricas, procesar estos datos y enviarlos a la estación de radio en tierra se requieren otros elementos a bordo de la góndola tales como tarjetas para el procesamiento de la

señal, baterías, módulos GPS y antenas, estos elementos son parte fundamental de la carga útil del sistema y deben ser dispuestos en la góndola según su función. Para los dispositivos ubicados dentro de la góndola (tarjetas, baterías y módulos GPS) se dispusieron dos soportes de acrílico a modo de bandejas que sirven de soporte para la carga útil (Figura 7). Para brindar apoyo a estos soportes se aprovecharon los rigidizadores de aluminio de ¼" usados para dar soporte estructural a la góndola. El diseño estructural se explicará más adelante en detalle en la sección 3.3.



Figura 7 Distribución de la instrumentación en los tres niveles de soporte al interior de la góndola.

En la Figura 7 puede verse la distribución de la instrumentación en la góndola: el elemento A (componentes enmarcados en el recuadro) es el instrumento para medir la concentración de CO₂, B es el rastreador GPS usado para localización, C es el controlador y procesador del láser, y finalmente D señala las tarjetas encargadas de procesamiento de datos, telemetría y computadora de abordo.

3.2.3 Requerimientos de los instrumentos. La carga útil a bordo consiste principalmente de un sensor de concentración de dióxido de carbono atmosférico, el cual fue diseñado por los ingenieros electrónicos de la misión, además de cámaras y otros sensores de medición de variables atmosféricas tales como presión, temperatura y humedad. El instrumento principal se vale del método de espectroscopia láser de diodo sintonizable para determinar la concentración CO_2 en el aire atmosférico, como se ve en (Cayachoa et. al). El diseño de este instrumento está basado en un diodo láser de estado sólido, dos espejos cóncavos que permiten que el haz del láser realice múltiples reflexiones a 200 mm y un diodo receptor que recibe la señal de salida. El valor de concentración de CO_2 presente en la atmósfera se obtiene comparando la potencia del haz de láser a la salida, medida con un fotodiodo, con la potencia de entrada a la cavidad. La frecuencia de emisión del láser coincide con una banda exclusiva de absorción del CO_2 en la atmósfera. La Figura 8 muestra una vista longitudinal del instrumento en la cual se pueden apreciar sus componentes. A y B son los espejos cóncavos que reflejarán el haz de láser, con una distancia de separación entre ellos de 200 milímetros, C es el foto detector, su función es recibir el láser cuando después de ser reflejado por A y B, D es la estructura en la cual está soportada la fibra óptica que transmite la luz del diodo laser. La distancia entre los extremos del instrumento es de 633 mm.

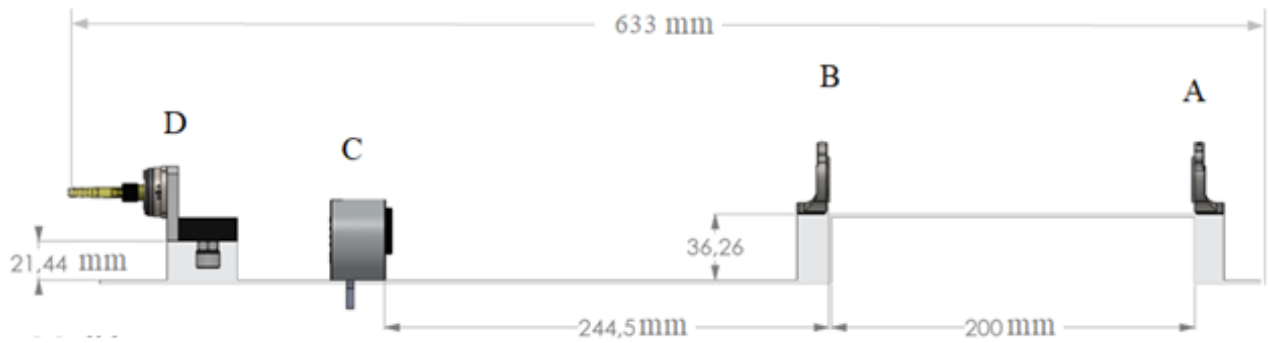


Figura 8. Instrumento de medición de CO_2 y sus componentes. A) Espejo cóncavo para la reflexión del láser. B) Espejo cóncavo con cavidad excéntrica a través del cual ingresa y sale el haz de luz. C) Diodo receptor del láser. D) Soporte de fibra óptica para emisión del láser.

Una vez ensamblado el instrumento, se realizará su montaje dentro de la góndola, como se muestra en la Figura 9. En esta figura se puede apreciar la ubicación del sensor de CO_2 , el cual va soportado en el nivel de acrílico superior en un ángulo de 45° con respecto al eje de los rigidizadores para mantener la simetría.

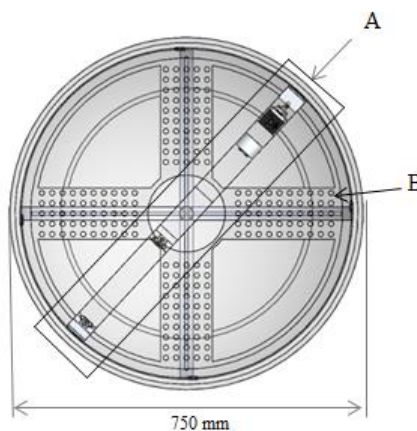


Figura 9. Vista superior de la góndola en donde se aprecia la ubicación del sensor de medición de concentración de CO_2 . En la imagen pueden verse también los niveles de acrílico (B) diseñados para dar soporte a toda la instrumentación electrónica dentro de la góndola.

Además del instrumento principal de medición hay otros elementos electrónicos necesarios para la realización de la misión, los cuales se mencionan en la Tabla 1. Estos elementos deben ser distribuidos en el interior de la góndola de manera tal que el centro de masa de la góndola no se desvíe de su eje central. Para este fin fueron diseñados los ya mencionados niveles perforados de acrílico, los cuales se muestran en la Figura 10.

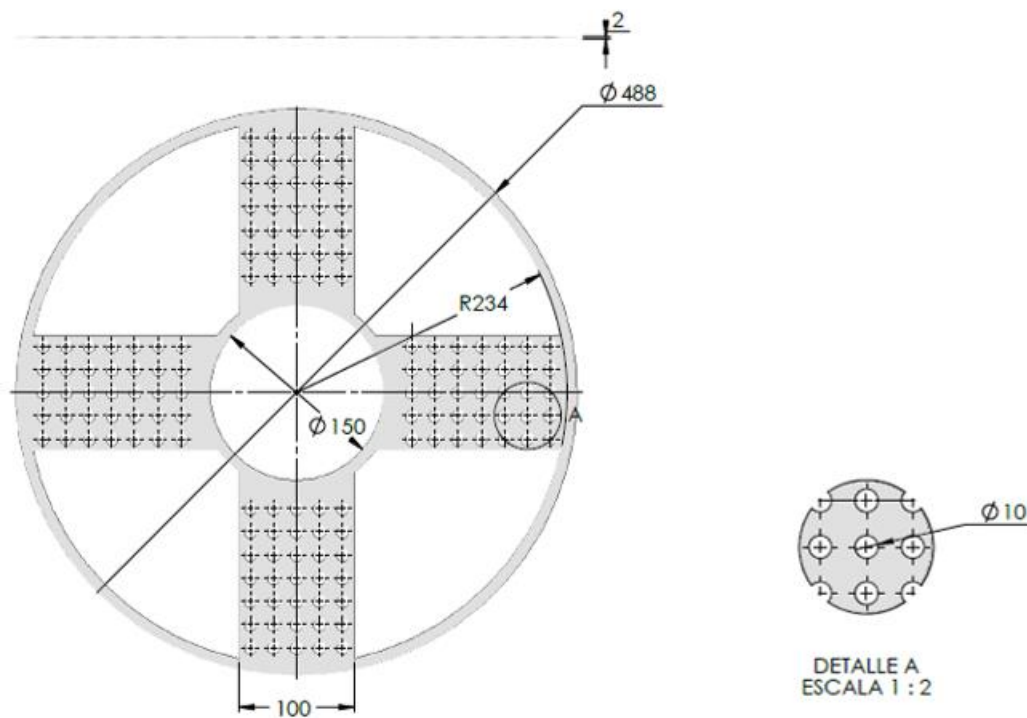


Figura 10. Vista superior de los niveles de acrílico usados para dar soporte a los elementos electrónicos que se alojarán en la góndola. Como se pudo apreciar anteriormente se diseñaron dos soportes, uno de 604 milímetros de diámetro y otro de 488 milímetros de diámetro, pero ambos con el mismo diámetro de perforaciones (10 milímetros), distancia entre perforaciones (10 milímetros), diámetro de la perforación central (150 milímetros) y ancho de los canales (100 milímetros).

La Figura 10 muestra la geometría de los soportes de acrílico diseñados para ubicar la instrumentación dentro de la góndola. El diseño geométrico de estos dos niveles obedece a

consideraciones de tamaño de los elementos a bordo de la misión. Se determinó que el área superficial necesaria para dar soporte a los mismos era un requerimiento que podía ser cómodamente alcanzado sin necesidad de cubrir toda el área de sección circular de la góndola, lo cual hubiese ocasionado un aumento innecesario en la masa a transportar y un peso muerto a ser propulsado por el globo con helio. Adicionalmente las perforaciones de los niveles facilitan el cableado de la electrónica.

El último requerimiento a tener en cuenta es permitir que el láser atraviese el aire atmosférico sin que la electrónica al interior de la góndola sea expuesta a las condiciones atmosféricas del vuelo.

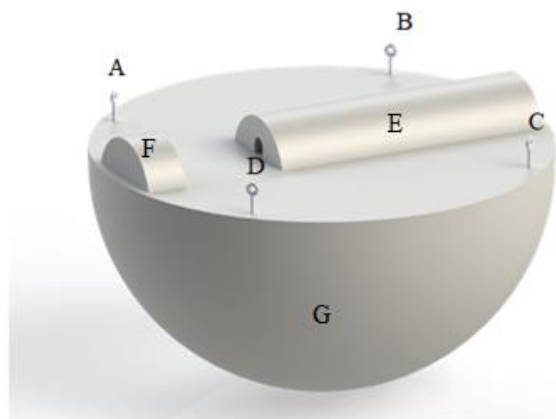


Figura 11 Vista exterior de la góndola, En la imagen se puede apreciar los soportes (A,B,C,D), El alojamiento del espejo no perforado (F) y el alojamiento del espejo perforado, el foto detector y el soporte de la fibra del instrumento (E)

Teniendo esto en cuenta la cubierta de la góndola (F y E en la Figura 11) se diseñó con aberturas del mismo diámetro de los espejos cóncavos (1 pulgada) de manera que encajen perfectamente y asimismo propicien un sello para el aire atmosférico exterior, como se ve en la figura Figura 11. En esta figura se muestra la forma de la cubierta externa siguiendo la elección

de una figura hemisférica y dejando el espacio de exposición al ambiente para el sensor de CO₂; A, B, C y D son los anclajes para los amarres. La góndola tiene un diámetro externo de 0.75 m, su plano puede encontrarse en el Apéndice 2.

3.3 Diseño de la estructura metálica

En esta sección se describe el proceso de diseño y análisis estructural del armazón de aluminio que funciona como soporte de la carga útil de la misión. En la sección 3.3.1 se expondrán los requerimientos estructurales, en la 3.3.2 la selección de perfiles y material para la construcción y en la sección 3.3.3 la selección del método de ensamblaje.

3.3.1 Requerimientos estructurales. Cuando el globo con helio ha alcanzado su altura límite y se desgarra, inicia la caída libre de la góndola de vuelta hacia la superficie terrestre. Después de un tiempo de entre 2 a 5 segundos (CSBF 2013), la caída libre se frena por la acción del paracaídas. La magnitud de esta desaceleración puede estar entre 20 y 50 m/s^2 , es decir, de 2 a 5 veces el valor de la gravedad al momento de desplegar el paracaídas tal como lo dice (CSBF 2013) y como se pudo comprobar en la sección 3.5.1. Esta desaceleración genera esfuerzos en los elementos estructurales de la góndola, lo que hace necesario un análisis estructural con la finalidad de evaluar y orientar el diseño para que pueda resistir el esfuerzo generado.

3.3.2 Selección de perfiles y material. Como se describió anteriormente, durante el descenso la góndola tendrá que resistir aceleraciones verticales de hasta aproximadamente 50 m/s^2 , por lo cual el material de su estructura debe brindar el soporte necesario sin exceder los límites de masa que puede ser elevada por el globo y sin exceder el presupuesto con el que se contó para el desarrollo de este proyecto. En consecuencia el material seleccionado fue aluminio comercial, el cual a pesar de su bajo costo es comúnmente utilizado en góndolas y cargas útiles

de globos sonda. Para este proyecto se usará el aluminio AA6063 con un temple T5 pues es un material muy asequible en Bucaramanga.

Con el fin de distribuir la mencionada carga simétricamente se definieron cuatro puntos de anclaje. Teniendo en cuenta que ya se ha escogido la forma semi-esférica por ser la de menor coeficiente de arrastre que permite la instalación de los instrumentos, el diseño estructural conservará esta geometría y para ello se decidió usar láminas de aluminio de 1" con un espesor inicial de 1/16", el cual mediante simulaciones se encontró que debe ser cambiado a 1/8" para darle más rigidez a la estructura. A continuación se muestra la evolución del diseño de la estructura:

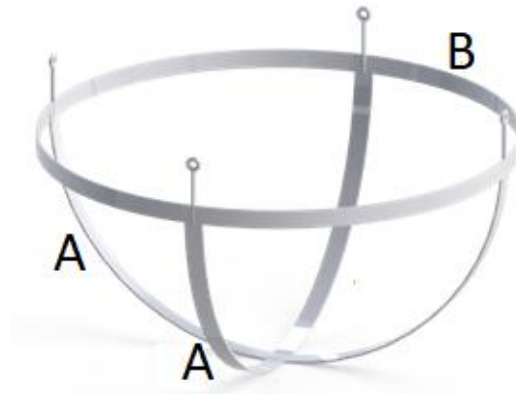


Figura 12. Diseño inicial de la estructura de aluminio. Consiste en dos láminas de 1" x 1/16" dobladas en forma de semicircunferencia en un diámetro de 0.75 metros (A) y una lámina de iguales dimensiones doblada en forma de circunferencia completa (B), para darle rigidez.

El diseño inicial mostrado en la Figura 12 partió de la idea de seguir la forma hemisférica. Con el fin de que la carga fuera simétricamente distribuida, el diseño cuenta con cuatro anclajes en cada una de las uniones de las láminas. Este diseño tuvo que ser modificado ya que al simular

la condición de carga de vuelo, se observó que sufre esfuerzos por encima del esfuerzo último del AA6063-T5, probando así ser insuficiente para resistir la aceleración de 50 m/s^2 .

Teniendo en cuenta lo anterior, se reforzó la parte inferior de la estructura agregando un rigidizador a la altura en la cual la estructura sufría el mayor esfuerzo. Dicho refuerzo fue un anillo y cuatro platinas más, tal como se muestra en la Figura 13:

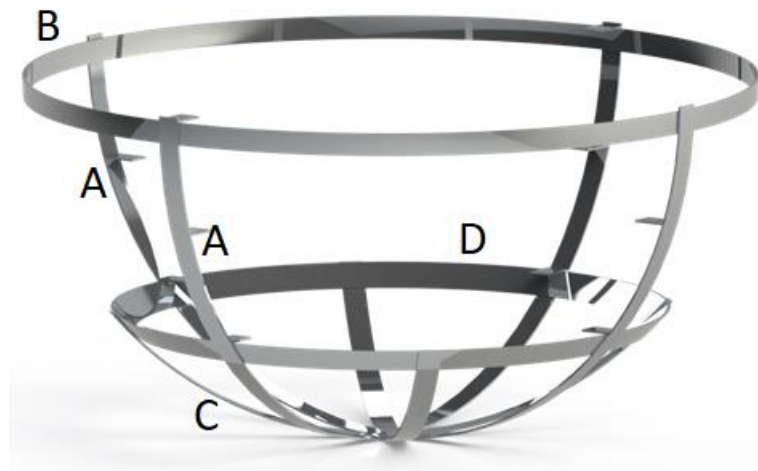


Figura 13. Diseño preliminar de la estructura. Se basa en el mismo diseño de la Figura 12 y se agregan cuatro platinas adicionales (C) que convergen al punto más bajo de la estructura y un anillo rigidizador interior (D).

El diseño en la Figura 13 comprobó tener la resistencia necesaria para la carga a la cual es sometida la góndola y por tanto ser un diseño viable para ser implementado. Sin embargo, este diseño tuvo que ser descartado también debido a que el anillo rigidizador interno era de difícil manufactura. Por esta razón la estructura volvió a ser rediseñada, obteniendo la configuración final que se muestra en la Figura 14.

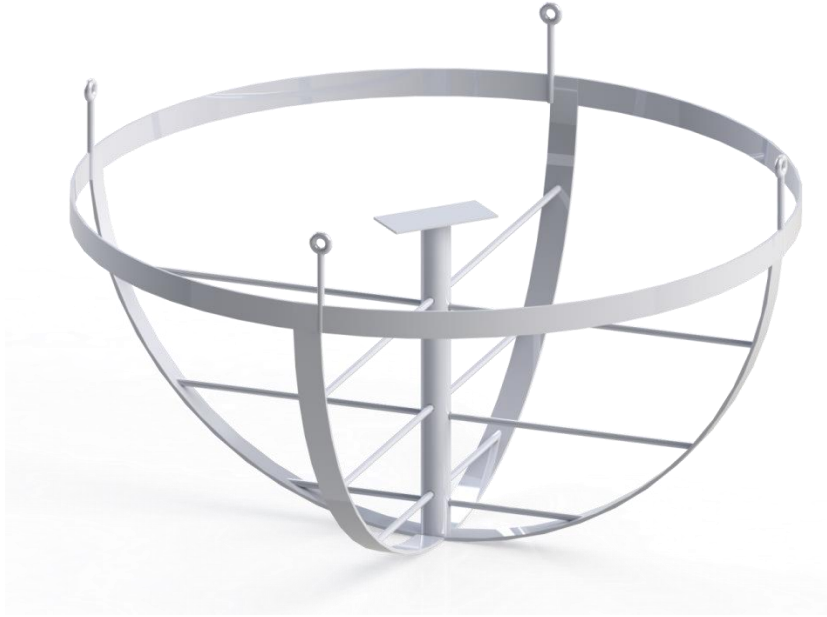


Figura 14. Vista isométrica del diseño final de la estructura. Se removi6 el anillo rígido y las cuatro platinas internas. En su lugar fueron implementadas varillas 6 transversales de 1/4" que atraviesan un tubo de 1" de diámetro. Además de brindar rigidez a la estructura, este diseño brinda un soporte más estable a los tres niveles de acrílico, siendo al mismo tiempo una configuración de construcción significativamente más fácil que la mostrada en la Figura 13.

Este diseño reduce la deformación en las platinas externas y permite a su vez usar los rigidizadores como soporte de las placas de acrílico. Asimismo la cara superior del tubo central funciona como soporte para el montaje del instrumento de medición de dióxido de carbono y las 4 arandelas situadas en la parte superior de la estructura funcionan como puntos de anclaje para los amarres del globo y paracaídas. El plano con las medidas detalladas se encuentra en el Apéndice 2. Se podrá encontrar también la prueba realizada al prototipo de esta estructura en la sección 5.1

3.3.3 Método de ensamblaje. Para la construcción del soporte estructural de la góndola se contempló el uso de remaches, sin embargo el diseño geométrico dificultaba la construcción mediante este método, razón por la cual se seleccionó la soldadura como técnica de ensamble.

Para definir las dimensiones de la soldadura, se toma inicialmente como región de estudio la sujeción de los soportes para los amarres, la cual está sometida a carga combinada. El análisis se hizo siguiendo la metodología propuesta en el libro de Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley (Budynas y Nisbett 2012) para casos de carga combinada.

En la Figura 15 se puede observar una vista frontal de la estructura metálica en la cual se puede identificar algunas de las dimensiones y la ubicación de los soportes para amarres así como las cuerdas de nylon (líneas rojas). La longitud de 520 mm de cuerdas de nylon se tomó en base a la longitud máxima que puede usarse en la máquina de ensayos de tensión (como se explicará en la sección 5.1); en la configuración que será usada en la misión la longitud será mucho mayor y el componente horizontal se reducirá, por tanto el escenario más crítico al cual se verá sometida esta sujeción será la prueba de tensión estática a realizar en la máquina de ensayos.

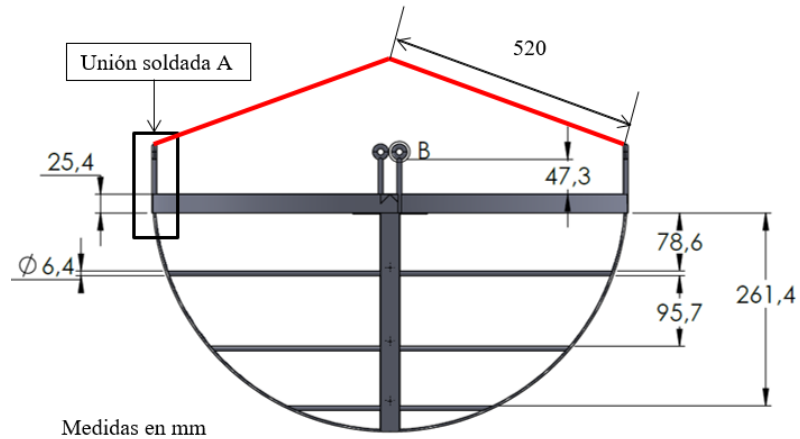


Figura 15. Vista frontal de la estructura de aluminio al interior de la góndola. Para detallar las dimensiones ver plano en el Apéndice 2.

A partir de un análisis estático de la Figura 15 se determinó el valor de los componentes de la tensión que actúan sobre la unión soldada A. Dada la geometría de la unión, se concluyó que el tipo de soldadura más conveniente para esta sujeción es la de filete.

Una vez definido el tipo de soldadura adecuado, se realiza un diagrama de cuerpo libre sobre la sujeción, para conocer el valor de los esfuerzos incidentes en esta parte de la estructura.

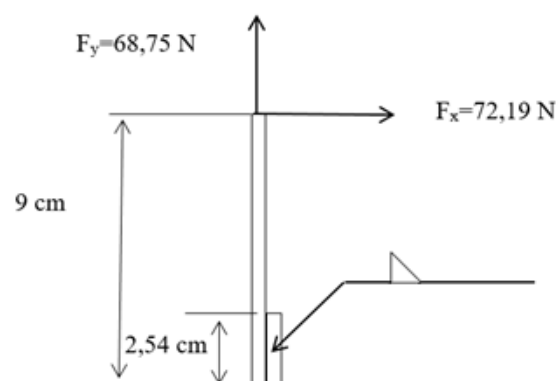


Figura 16. Diagrama de cuerpo libre de la unión soldada A. Se puede observar las dimensiones y componentes de la fuerza que actúan sobre la unión.

Para determinar las dimensiones de la soldadura se usó la siguiente formula de esfuerzo cortante primario:

$$\tau = \frac{F}{0,707 * h * l}$$

Ecuación 1. Esfuerzo cortante primario en la soldadura.

Dónde F_y es la fuerza, τ permisible debe ser 0,3 veces el esfuerzo ultimo del material base, ver Tabla 3, h es el espesor y l es la longitud del cordón.

Tipo de carga	Tipo de soldadura	Esfuerzo permisible	n^*
Tensión	A tope	$0.60S_y$	1.67
Aplastamiento	A tope	$0.90S_y$	1.11
Flexión	A tope	$0.60-0.66S_y$	1.52-1.67
Compresión simple	A tope	$0.60S_y$	1.67
Cortante	A tope o de filete	$0.30S_{ut}^\dagger$	

* El factor de seguridad n se ha calculado mediante la teoría de la energía de distorsión.

† El esfuerzo cortante en el metal base no debe exceder de $0.40S_y$ del metal base.

Tabla 3 Esfuerzos permisibles del código AISC para metal de aporte, tomado de (Budynas y Nisbett 2012)

Del cálculo anterior resulta una garganta de soldadura mínima de $3,4 \times 10^{-5}$ metros, obteniendo así las características geométricas de la soldadura. Debido a que esta medida no se puede construir se hace una corrección a 5 mm de espesor y se obtiene que el esfuerzo en la soldadura resultante es de 765 KPa.

Seguidamente se examinan los esfuerzos cortantes secundarios causados por momentos de torsión y de flexión usando la Ecuación 2:

$$\tau'' = \frac{M * c}{I}$$

Ecuación 2. Esfuerzo cortante secundario en la soldadura.

Se obtiene que el esfuerzo cortante secundario sea de 29,8 KPa.

Como se puede observar los esfuerzos que se presentan en la soldadura son pequeños comparados con la resistencia del material. Por esta razón se comprueba que soldar la góndola es un método de ensamble apropiado. Teniendo en cuenta que el material base es Aluminio AA6063-T5 se usa el método Tic de alta frecuencia y un aporte 4043.

3.4 Diseño del escudo térmico

Durante un vuelo que asciende a más de 30 km de altura se experimentan condiciones atmosféricas muy distintas conforme va aumentando la altura, tales como caídas de la temperatura del aire, aumento de la exposición a la radiación y disminución de la presión y la densidad del aire (Farley 2005). Dichas condiciones pueden afectar el correcto funcionamiento de la carga útil de la misión, por lo que el diseño de un escudo térmico para la carga útil es de gran importancia para el cumplimiento de los objetivos. En este capítulo se habla del proceso de diseño de dicho componente.

Esta sección del capítulo 3 inicia en la sección 3.4.1 con una explicación de las cargas térmicas a las que se ve sometida la góndola, luego en la sección 3.4.2 se hará una selección del material para construir la cubierta exterior y finalmente en la sección 3.4.3 se mostrará un análisis del mismo.

3.4.1 Requerimientos térmicos. Distintas cargas térmicas incidirán en la pared externa de la góndola durante los vuelos de ascenso y descenso, como se muestra en la Figura 17. La magnitud de estas cargas será función de la altura a la que se encuentre la góndola dentro de la atmósfera (Farley 2005). Las cargas de la Figura 17 son explicadas brevemente en la Lista 1.

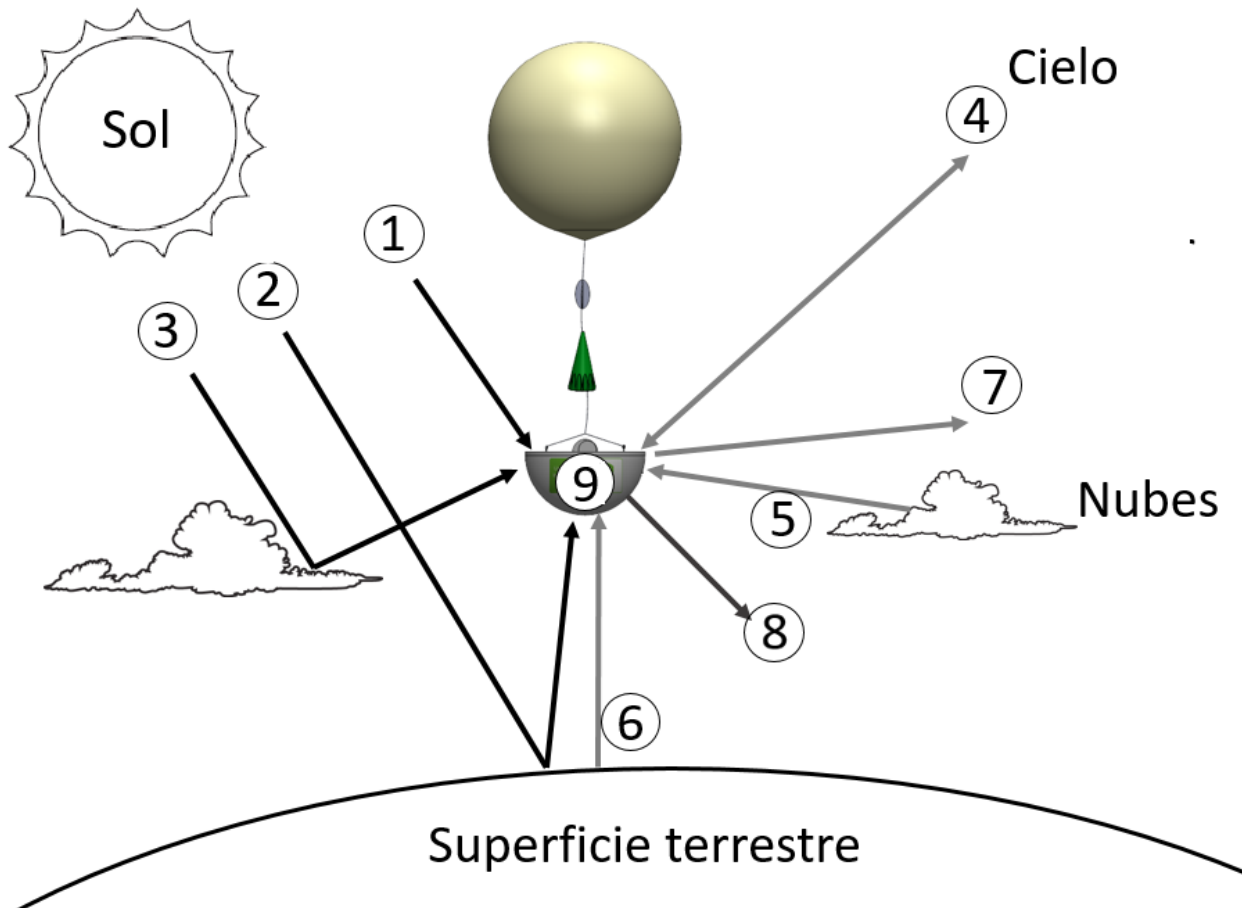


Figura 17. Esquema de cargas térmicas incidentes sobre la góndola durante el vuelo. 1. Radiación solar, 2. Radiación por albedo terrestre, 3. Radiación por albedo de las nubes, 4. Radiación infrarroja del cielo, 5. Radiación infrarroja de las nubes, 6. Radiación infrarroja terrestre, 7. Radiación infrarroja emitida, 8. Convección externa, 9. Convección interna.

Lista 1. Cargas térmicas incidentes en la góndola

1. Radiación solar: Radiación del sol incidente en la superficie de la góndola.
2. Radiación por albedo terrestre: Radiación solar reflejada en la superficie terrestre e incidente en la superficie de la góndola.

3. Radiación por albedo de las nubes: Radiación solar reflejada en las nubes e incidente en la superficie de la góndola.
4. Radiación infrarroja del cielo: Intercambio radiativo neto con el cielo.
5. Radiación infrarroja de las nubes: Radiación infrarroja emitida por las nubes e incidente en la superficie de la góndola.
6. Radiación infrarroja terrestre: Radiación infrarroja emitida por la superficie de la tierra e incidente en la superficie de la góndola.
7. Radiación infrarroja emitida: Radiación infrarroja emitida por la superficie de la góndola.
8. Convección externa: Convección con el aire atmosférico.
9. Convección interna: Convección con el aire dentro de la góndola.

No toda la superficie de la góndola se ve igualmente afectada por las cargas térmicas incidentes. Dependiendo del tipo de carga se pueden presentar tres escenarios de área superficial afectada, los cuales se ilustran en color rojo en las Figura 18, Figura 19 y Figura 20.

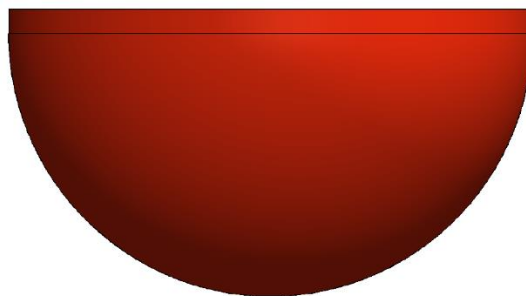


Figura 18. Área de la góndola en la cual incide la radiación infrarroja del cielo (4 en Lista 1), la radiación infrarroja perdida (7 en Lista 1), y la convección externa (8 en Lista 1).

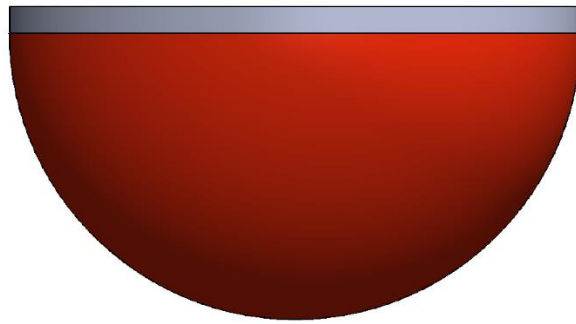


Figura 19. Área de la góndola en la cual incide la radiación por albedo terrestre (2 en Lista 1) y la radiación infrarroja terrestre (6 en Lista 1).

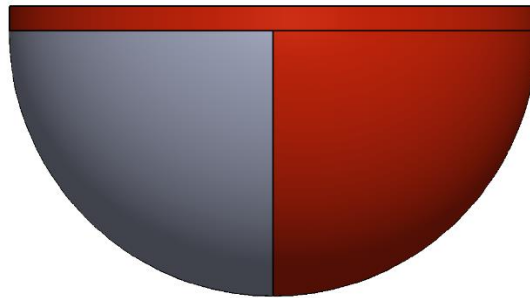


Figura 20. Área de la góndola en la cual incide la radiación solar directa (1 en Lista 1). Para este análisis se supuso un vuelo estable de la góndola, en el cual la radiación solar incide solamente en una mitad de la superficie semiesférica.

La radiación por albedo de las nubes (3 en Lista 1) y la radiación infrarroja de las nubes (5 en Lista 1) no fueron incluidas en el análisis realizado debido a que no se encontraron datos de este tipo de cargas.

3.4.2 Selección del material aislante. Con base en lo mencionado en el capítulo de descripción y modelado del problema, los criterios para la selección del material fueron la

conductividad térmica y la densidad. Por este motivo el material seleccionado fue poliestireno extruido, ya que tiene una conductividad térmica de **0.027 W/mK** y una densidad de **55 kg/m^3** . Consultando con proveedores locales, la selección preliminar del escudo térmico fue una semi-esfera de 0.75 metros de diámetro y 0.035 metros de espesor. Esta pre selección será puesta a prueba en la siguiente sección.

3.4.3 Modelado y análisis del diseño. Para realizar el diseño del escudo térmico de la góndola, se utilizó MATLAB para realizar un análisis de transferencia de calor usando la forma implícita del método de diferencias finitas, con lo cual se busca obtener un espesor mínimo para el recubrimiento semi-esférico de poliestireno. Para aplicar este método, es necesario contar con los valores de la temperatura inicial de la góndola y las condiciones térmicas de frontera del cuerpo a analizar. Las condiciones externas de frontera son función de la altura (Farley 2005) . A continuación se hará una breve descripción del método de diferencias finitas y del algoritmo utilizado para simular las condiciones térmicas de la góndola durante el vuelo, de manera que sea posible conocer el espesor mínimo de material aislante requerido.

3.4.3.1 Descripción del método. Como se mencionó anteriormente el método empleado en el análisis fue el de diferencias finitas. Este método consiste en dividir el cuerpo a analizar en partes más pequeñas formando una red nodal (Figura 4.4 Bergman et al. 2011). Posteriormente se procede a realizar un balance de energía en los nodos para determinar las ecuaciones correspondientes a cada uno de ellos (Figura 4.5, Tabla 4.2 Bergman et al. 2011). Una vez definidas las ecuaciones, estas son resueltas usando el método de inversión matricial (Sección 4.5.1 Bergman et al. 2011) en el cual se usa la notación matricial para despejar el valor de la temperatura para cada uno de los nodos en cada instante de tiempo.

3.4.3.2 Parámetros de entrada.

1. Distancia nodal (Delta x)

Debido a limitaciones de recursos computacionales, la red nodal más fina que pudo ser planteada fue de 75 x 150 nodos, generando una matriz de coeficientes (llamada matriz "A" en Bergman et al. 2011) de 11250 x 11250 elementos. La medida del diámetro de la góndola dividida en el número de nodos horizontales indica que en el análisis realizado la distancia entre nodo y nodo es de 5 milímetros ($\Delta_x = 0.005 \text{ m}$).

2. Tiempo (Delta t)

El modelo usado para conocer los perfiles de presión y temperatura atmosférica (ISA – International Standard Atmosphere, 1976) tiene una resolución de un dato por metro. Teniendo en cuenta que la velocidad de ascenso es de 5 m/s, se obtienen 5 datos de presión y temperatura por metro, lo que representa un tiempo de 0.2 segundos entre cálculos ($\Delta_t = 0.2 \text{ s}$).

3.4.3.3 Descripción del algoritmo de simulación

1. Definición de los datos atmosféricos de entrada: Se crean tres arreglos unidimensionales que contienen los valores de temperatura, presión y densidad del aire atmosférico como función de la altura con una precisión de un dato por metro.

2. Cálculo de números de Fourier y Biot para la altura de lanzamiento: Con los datos de variables atmosféricas en la altura de lanzamiento y de temperatura superficial de la góndola para el primer instante de vuelo (temperatura ambiente) se realiza el cálculo del número de Fourier y los números de Biot. Del total de siete cargas térmicas usadas en el modelo se calculará el número de Biot para aquellas que sean función de la temperatura superficial externa o interna de la góndola (cargas 4, 7, 8 y 9). Teniendo en cuenta que dos de las cuatro cargas mencionadas anteriormente son de naturaleza radiativa, fue necesario obtener para cada una de ellas una expresión para un coeficiente de radiación (h_r , Ecuación 1.9 Bergman et al. 2011) con el fin de calcular el número de Biot inicial correspondiente.

3. Definición de la geometría de la góndola: Se define un arreglo bidimensional de 11250 (75 x 150) elementos que represente la geometría de la góndola, obteniendo la imagen mostrada en la Figura 21.

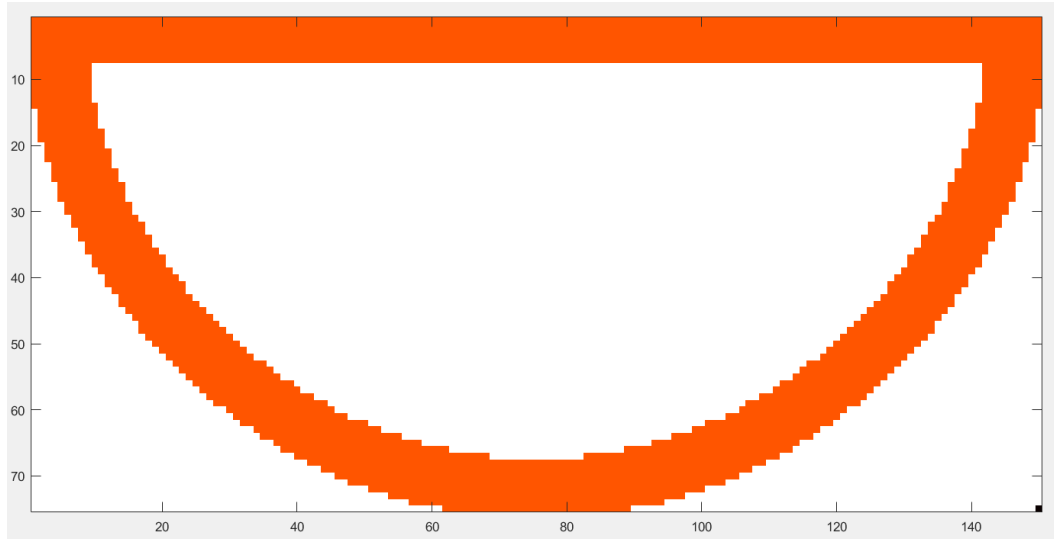
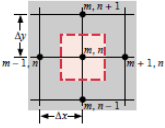
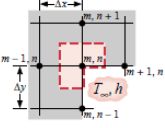
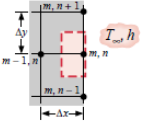
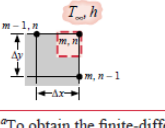


Figura 21. Representación gráfica bidimensional de la góndola. Los nodos resaltados en la figura representan los elementos a los cuales se les aplicarán las ecuaciones de diferencias finitas.

4. Deducción de las ecuaciones de diferencias finitas para cada tipo de nodo: Las ecuaciones de diferencias finitas para los nodos del cuerpo a analizar varían dependiendo de la posición que el nodo tenga dentro del cuerpo en cuestión así como de la carga incidente. La clasificación por posición dentro de un cuerpo cualquiera se muestra de manera general la Figura 22.

TABLE 5.3 Transient, two-dimensional finite-difference equations ($\Delta x = \Delta y$)

Configuration	(a) Explicit Method		(b) Implicit Method
	Finite-Difference Equation	Stability Criterion	
 1. Interior node	$T_{m,n}^{p+1} = Fo(T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p + T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p) + (1 - 4Fo)T_{m,n}^p \quad (5.76)$	$Fo \leq \frac{1}{4} \quad (5.80)$	$(1 + 4Fo)T_{m,n}^{p+1} - Fo(T_{m+1,n}^{p+1} + T_{m-1,n}^{p+1} + T_{m,n+1}^{p+1} + T_{m,n-1}^{p+1}) = T_{m,n}^p \quad (5.92)$
 2. Node at interior corner with convection	$T_{m,n}^{p+1} = \frac{3}{2}Fo(T_{m+1,n}^p + 2T_{m-1,n}^p + 2T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p) + 2Bi T_{\infty} + (1 - 4Fo - \frac{4}{3}Bi Fo)T_{m,n}^p \quad (5.85)$	$Fo(3 + Bi) \leq \frac{3}{4} \quad (5.86)$	$(1 + 4Fo(1 + \frac{1}{3}Bi))T_{m,n}^{p+1} - \frac{3}{2}Fo \cdot (T_{m+1,n}^{p+1} + 2T_{m-1,n}^{p+1} + 2T_{m,n+1}^{p+1} + T_{m,n-1}^{p+1}) = T_{m,n}^p + \frac{4}{3}Bi Fo T_{\infty} \quad (5.95)$
 3. Node at plane surface with convection^a	$T_{m,n}^{p+1} = Fo(2T_{m-1,n}^p + T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p + 2Bi T_{\infty}) + (1 - 4Fo - 2Bi Fo)T_{m,n}^p \quad (5.87)$	$Fo(2 + Bi) \leq \frac{1}{2} \quad (5.88)$	$(1 + 2Fo(2 + Bi))T_{m,n}^{p+1} - Fo(2T_{m-1,n}^{p+1} + T_{m,n+1}^{p+1} + T_{m,n-1}^{p+1}) = T_{m,n}^p + 2Bi Fo T_{\infty} \quad (5.96)$
 4. Node at exterior corner with convection	$T_{m,n}^{p+1} = 2Fo(T_{m-1,n}^p + T_{m,n-1}^p + 2Bi T_{\infty}) + (1 - 4Fo - 4Bi Fo)T_{m,n}^p \quad (5.89)$	$Fo(1 + Bi) \leq \frac{1}{4} \quad (5.90)$	$(1 + 4Fo(1 + Bi))T_{m,n}^{p+1} - 2Fo(T_{m-1,n}^{p+1} + T_{m,n-1}^{p+1}) = T_{m,n}^p + 4Bi Fo T_{\infty} \quad (5.97)$

^aTo obtain the finite-difference equation and/or stability criterion for an adiabatic surface (or surface of symmetry), simply set Bi equal to zero.

Figura 22. Ecuaciones de diferencias finitas para elementos bidimensionales en estado transitorio con carga convectiva. Imagen tomada de (Bergman et al. 2011).

Esta misma clasificación se muestra ahora de manera particular para el caso específico de la góndola de la misión E3Tratos. Como se puede apreciar en la Figura 23 todos los casos de la Figura 22 se presentan también en la góndola.

Una vez realizada la clasificación por posición, y de acuerdo a lo mencionado al inicio de este numeral, se procede a aplicar el segundo criterio de diferenciación de los nodos de la góndola, el cual de acuerdo a las figuras Figura 18, Figura 19 y Figura 20 tiene que ver con la porción de área superficial que se relaciona con determinadas cargas. Al aplicar este segundo criterio se obtienen un total de 11 ecuaciones de diferencias finitas, como se muestra en la Lista 2.

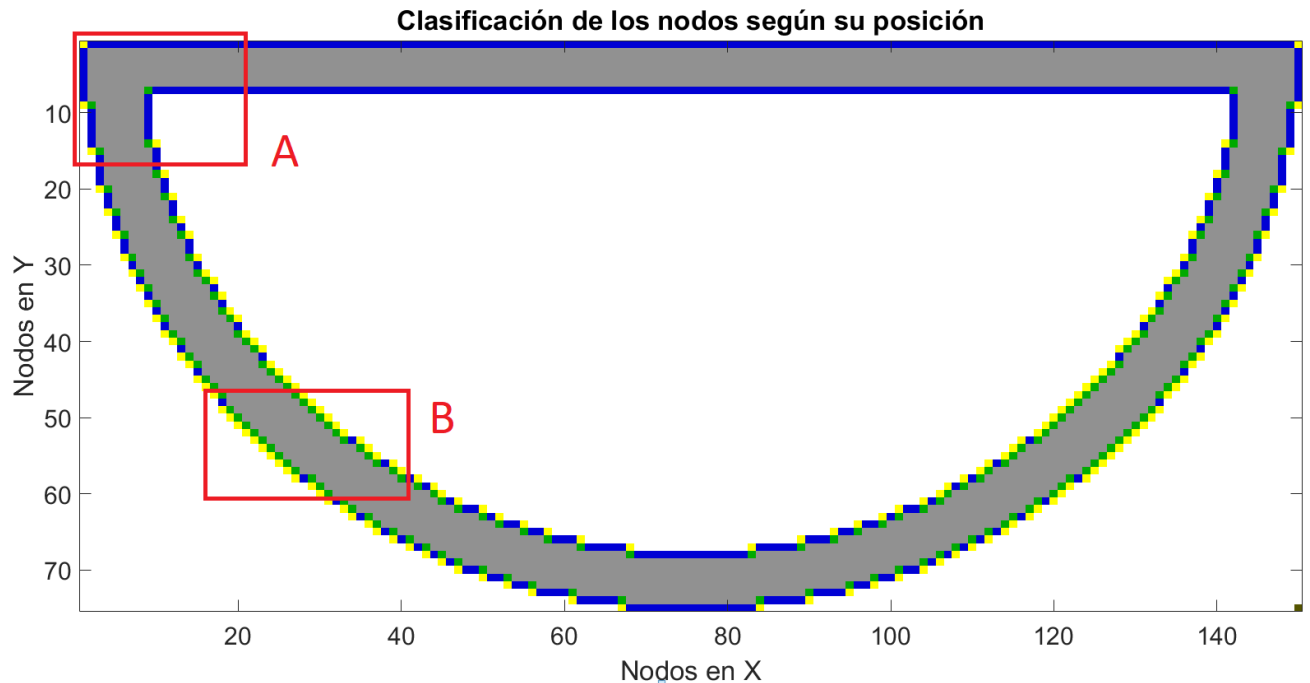


Figura 23. Clasificación de los nodos en la góndola según su posición. El color gris corresponde a nodos internos (primer caso Figura 23); el color verde a nodos de esquina interior (segundo caso Figura 23); el color azul a nodos de superficie plana (tercer caso Figura 23) y el color amarillo a nodos de esquina exterior (cuarto caso Figura 23). Los colores para cada tipo de nodo fueron seleccionados arbitrariamente con el único fin de diferenciar unos nodos de otros. Los acercamientos A y B se encuentran en el Apéndice 4.

Lista 2. Grupos de nodos que comparten las mismas ecuaciones de diferencias finitas

1. Nodos internos: Corresponden a los nodos en color gris en la imagen de la Figura 21, no tienen ninguna carga térmica que les incida directamente, solo aquella que sea transferida desde nodos adyacentes.
2. Nodos de esquina interior con incidencia de las cargas 1, 2, 6, 4, 7 y 8: Corresponden a los nodos en color verde en la pared externa del hemisferio derecho de la imagen de la Figura 21.

3. Nodos de esquina interior con incidencia de las cargas 2, 4, 6, 7 y 8: Corrsponden a los nodos en color verde en la pared externa del hemisferio izquierdo de la imagen de la Figura 21.

4. Nodos de esquina interior con incidencia de la carga 9: Corresponden a los nodos en color verde en toda la pared interna de la imagen de la Figura 21.

5. Nodos de pared plana con incidencia de las cargas 1, 4, 7 y 8: Corresponden a los nodos en color azul en la primera fila de la imagen de la Figura 21, es decir a la tapa superior de la góndola, excluyendo los extremos.

6. Nodos de pared plana con incidencia de las cargas 1, 2, 4, 6, 7 y 8: Corresponden a los nodos en color azul en el hemisferio derecho de la imagen de la Figura 21.

7. Nodos de pared plana con incidencia de las cargas 2, 4, 6, 7 y 8: Corresponden a los nodos en color azul en el hemisferio izquierdo de la imagen de la Figura 21.

8. Nodos de pared plana con incidencia de la carga 9: Corresponden a los nodos en color azul en toda la pared interna de la imagen de la Figura 21.

9. Nodos de esquina exterior con incidencia de las cargas 1, 2, 4, 6, 7, y 8: Corresponden a los nodos en color amarillo en la pared exterior del hemisferio derecho , así como al nodo amarillo de la esquina superior izquierda de la imagen de la Figura 21.

10. Nodos de esquina exterior con incidencia de las cargas 2, 4, 6, 7 y 8: Corresponden a los nodos en color amarillo en la pared exterior del hemisferio izquierdo de la imagen de la Figura 21.

11. Nodos de esquina exterior con incidencia de la carga 9: Corresponden a los nodos en color amarillo en toda la pared interna de la Figura 21.

A continuación se muestra como ejemplo el cálculo de la ecuación correspondiente al noveno grupo de la Lista 2, la cual corresponde al nodo (1,1) del arreglo, es decir al nodo de la esquina superior izquierda de la Figura 23. La razón para escoger el noveno grupo de ecuaciones como cálculo de ejemplo es que es uno de los grupos que más radiación incidente tiene.

Teniendo en cuenta lo mencionado en la Lista 2, las cargas incidentes en el nodo (1,1) son: Radiación solar directa (ver, 1 en Lista 1), radiación por albedo terrestre (ver, 2 en Lista 1), radiación infrarroja proveniente del cielo (ver, 4 en Lista 1), radiación infrarroja terrestre (ver, 6 en Lista 1), radiación infrarroja perdida (ver, 7 en Lista 1) y convección externa (ver, 8 en Lista 1). La Figura 24 representa un esquema de las cargas incidentes en el nodo en cuestión.

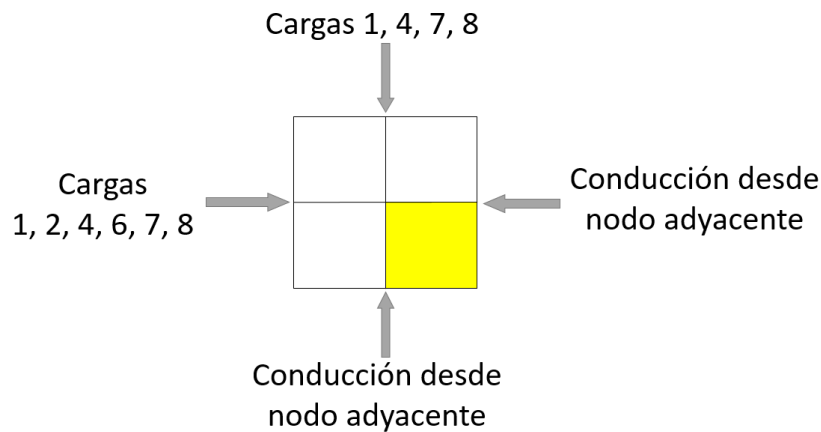


Figura 24. Esquema de cargas térmicas incidentes en el nodo (1,1). De acuerdo a las figuras Figura 18, Figura 19 y Figura 20 las cargas 1, 4, 7 y 8 inciden verticalmente y las cargas 1, 2, 4, 6, 7, y 8 inciden horizontalmente.

Teniendo en cuenta lo mostrado en la Figura 24 la sumatoria de cargas incidentes en el nodo es la siguiente:

Cargas térmicas en (1,1)

$$\begin{aligned}
 &= 2 * \left(\frac{1}{2} \text{Radiación solar directa} \right) + 2 \\
 &* \left(\frac{1}{2} \text{Radiación infrarroja proveniente del cielo} \right) + 2 \\
 &* \left(\frac{1}{2} \text{Radiación infrarroja perdida} \right) + 2 * \left(\frac{1}{2} \text{Convección extrema} \right) \\
 &+ \frac{1}{2} \text{Radiación por albedo terrestre} + \frac{1}{2} \text{Radiación infrarroja terrestre} \\
 &+ \frac{1}{2} \text{Conducción adyacente horizontal} + \frac{1}{2} \text{Conducción adyacente vertical}
 \end{aligned}$$

Lo que de acuerdo a Farley 2005 y Bergman et al. 2011 sería:

$$\begin{aligned}
 &2 \left[\frac{1}{2} \alpha A q_{sun} \right] + 2 \left[\frac{1}{2} \alpha_{IR} A (1 - ViewFactor) h_{IRsky} (T_{sky} - T_{m,n}^{p+1}) \right] + 2 \left[\frac{1}{2} h_{IRout} A T_{m,n}^{p+1} \right] \\
 &+ 2 \left[\frac{1}{2} h_{convext} A (T_{air} - T_{m,n}^{p+1}) \right] + \left[\frac{1}{2} \alpha A q_{albedo} ViewFactor (1 + \tau(1 + r_{eff})) \right] \\
 &+ \left[\frac{1}{2} \alpha_{IR} A q_{IRplanet} (1 - ViewFactor) (1 + \tau_{IR}(1 + r_{eff})) \right] \\
 &+ \left[\frac{1}{2} \frac{KA}{\Delta_x} (T_{m,n+1}^{p+1} - T_{m,n}^{p+1}) \right] + \left[\frac{1}{2} \frac{KA}{\Delta_y} (T_{m+1,n}^{p+1} - T_{m,n}^{p+1}) \right] = \frac{A \Delta_x \rho c}{4} \left(\frac{T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p}{\Delta_t} \right)
 \end{aligned}$$

En donde:

A = Área superficial de la góndola en la cual incide cada carga.

c = Calor específico del poliestireno extruido (Bergman et al. 2011).

$h_{convext}$ = Coeficiente de transferencia de calor por convección con el aire atmosférico (Farley 2005).

h_{IRout} = Coeficiente de transferencia de calor por radiación infrarroja emitida por la superficie de la góndola (Farley 2005).

h_{IRsky} = Coeficiente de transferencia de calor por intercambio radiativo con el cielo.

K = Conductividad térmica del poliestireno extruido (Bergman et al. 2011).

q_{albedo} = Radiación por albedo terrestre por unidad de área (Farley 2005).

$q_{IRplanet}$ = Radiación infrarroja terrestre por unidad de área (Farley 2005).

q_{sun} = Radiación solar por unidad de área (Farley 2005).

r_{eff} = Reflectividad efectiva interna de la góndola.

$T_{m,n}^p$ = Temperatura del nodo (m,n) en el instante (p).

$ViewFactor$ = Factor de visión de la tierra desde el globo (Farley 2005) .

Δ_t = Intervalo temporal entre cálculos.

Δ_x = Distancia de separación entre nodos.

α = Absortividad del poliestireno a la radiación solar (Catálogo).

α_{IR} = Absortividad del poliestireno a la radiación infrarroja (Catálogo).

ρ = Densidad del poliestireno extruido (Bergman et al. 2011).

τ = Transmisividad del poliestireno a la radiación solar. Este valor se considera cero, lo cual hace que todo el término $\tau(1 + r_{eff})$ sea también cero.

τ_{IR} = Transmisividad del poliestireno a la radiación infrarroja. Este valor se considera cero, lo cual hace que todo el término $\tau_{IR}(1 + r_{eff})$ sea también cero.

Lo que, sabiendo que $Fo = \frac{K\Delta t}{\Delta x^2 \rho c}$ y $Bi = \frac{h\Delta x}{K}$, resulta en:

$$\begin{aligned}
 & T_{m,n}^{p+1} [4FoBi_{IRsky}\alpha_{IR}(1 - ViewFactor) + 4FoBi_{convext} + 4FoBi_{IRout} + 4Fo + 1] \\
 & + 2Fo [T_{m+1,n}^{p+1} + T_{m,n+1}^{p+1}] \\
 & = T_{m,n}^p + 4FoBi_{IRsky}\alpha(1 - ViewFactor) + 4FoBi_{convext} \\
 & + Fo \frac{\Delta x}{K} (4\alpha Aq_{sun} + 2\alpha_{IR}Aq_{IRplanet}(1 - ViewFactor) \\
 & + 2\alpha Aq_{albedo}ViewFactor)
 \end{aligned}$$

Ecuación 3. Ecuación de diferencias finitas para el nodo (1,1) de la Figura 23.

El anterior proceso se realiza para cada uno de los 11 grupos de la Lista 2.

5. Definición de las matrices de coeficientes: Terminado el paso anterior, se adquieren los coeficientes de las ecuaciones de diferencias finitas para que formen parte de las matrices denominadas “A” y “C” en (Bergman et al. 2011). Los coeficientes del lado izquierdo de la Ecuación 3 formarán parte de la matriz “A”, obteniendo un arreglo de 11250 x 11250 elementos. Esta matriz “A” tendrá que ser actualizada en cada iteración del programa debido a que los valores de los números de Biot dependen tanto de la temperatura superficial en el instante inmediatamente anterior como de valores de temperatura y presión atmosféricas. Los

coeficientes del lado derecho de la Ecuación 3 formarán parte de la matriz “C”, la cual al final de la simulación será un arreglo de $11250 \times t$ elementos, siendo t el número de instantes de tiempo para el que se calcula una temperatura ($\Delta_t * t = \text{Tiempo de vuelo}$).

6. Cálculo de temperatura multiplicando las matrices “A” y “C”: Teniendo la matriz “A” y lo que hasta el primer instante de tiempo es el vector “C” (a partir del segundo instante de tiempo de la simulación C se convertirá en un arreglo bidimensional), se realiza la multiplicación de “C” por la inversa de “A” para obtener la temperatura de los nodos en el segundo instante de tiempo (Bergman et al. 2011 sección 4.5.1).

Una vez se tiene la temperatura de todos los nodos de la góndola (para el segundo instante), se almacenan estos valores en una matriz para su posterior visualización. Antes de repetir este proceso para el siguiente instante de tiempo es necesario obtener un valor de temperatura con el que calcular los nuevos números de Biot. Lo anterior se logra buscando en los valores de temperatura superficial de la góndola del instante anterior (previamente guardados) y clasificándolos en 3 grupos: Tapa superior de la góndola, hemisferio izquierdo y hemisferio derecho. Se obtiene el valor medio de temperatura de cada uno de estos tres grupos, de manera que se puedan calcular los números de Biot que se usarán en las ecuaciones de diferencias finitas, cuyos coeficientes formarán parte de la nueva matriz “A”. Este proceso se repite para el número de instantes t que se requiera. El diagrama de flujo del este paso (6) se muestra en la Figura 25, y el diagrama de flujo del algoritmo general en el Apéndice 5.

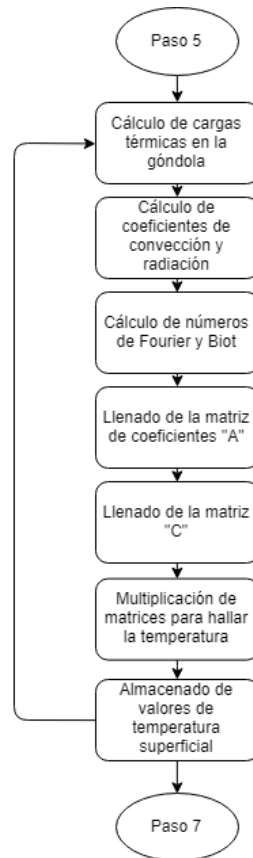


Figura 25. Diagrama de flujo del paso 6.

7. Finalización de la simulación y definición del punto crítico: El numeral anterior se repite para el número de instantes de tiempo que se deseen analizar. Para el caso de la góndola de la misión E3Tratos en la cual se alcanzará una altura de entre 35 y 40 kilómetros y conociendo la elevación de 81 msnm del sitio de lanzamiento (Barrancabermeja), el número de iteraciones es de aproximadamente 40.000.

Almacenados ya los datos de temperatura de la góndola para cualquier instante de vuelo, se procede a la visualización de los mismos. Remitiéndose a lo mostrado en la Figura 3, es

claramente observable que el punto crítico de temperatura está entre los 10 y 12 kilómetros de altura, así es que la temperatura de la góndola es visualizada para estos instantes de tiempo.

8. Visualización de los datos: Conociendo el punto crítico, se realiza ahora la visualización de la temperatura de la góndola para este punto. Lo anterior se logra asignando colores a los valores numéricos de la matriz en la cual estaban almacenados estos datos, esto se hace usando una escala de color en la cual el amarillo representa la mayor temperatura y el azul la menor temperatura de los valores presentes en la matriz. El resultado se muestra en la Figura 26.

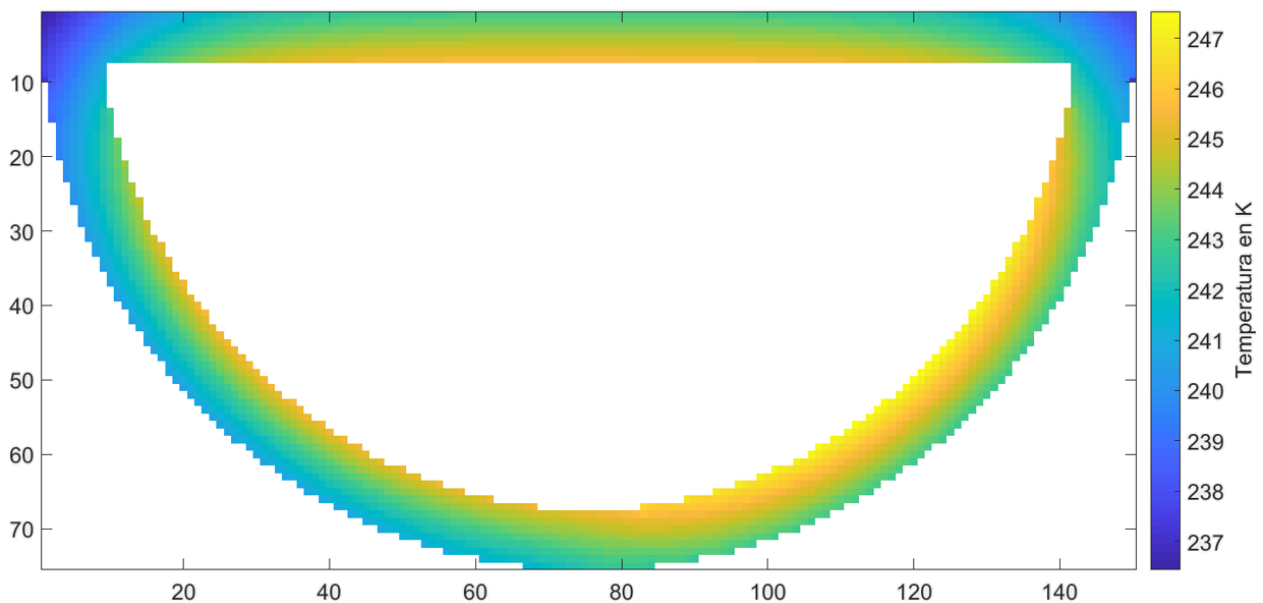


Figura 26. Temperatura de la góndola en el punto crítico de vuelo. Se puede apreciar una distribución térmica en la cual el hemisferio derecho de la góndola tiene una temperatura mayor que el hemisferio izquierdo. La temperatura de los nodos externos se encuentra entre 236.4 K en el nodo (1,1) y 243 en el nodo (51,131) K, mientras que la temperatura de los nodos internos se encuentra entre 240.7 K en el nodo (7,9) y 247.5 K en el nodo (44,126).

La Figura 26 debe ser analizada cuidadosamente. El valor de la distancia entre nodos fue reducida en un factor de 14.29 ($\Delta_x = 0.00035 \text{ metros}$), lo que resulta en un diámetro equivalente de la góndola de 0.015 metros. La razón para realizar esta operación es que la distancia entre nodos inicial ($\Delta_x = 0.005 \text{ metros}$) no representaba una aproximación cercana a la realidad en cuanto al volumen que representaba cada uno de los nodos. Es decir, según la distancia nodal inicial se suponía que la totalidad de la energía que llegaba a un volumen de poliestireno de 0.005 m x 0.005 m x 0.005 m resultaba en un aumento de su temperatura, afirmación que tiene mucho más sentido si se hace que cada volumen de poliestireno sea de 0.00035 m x 0.00035 m x 0.00035 m. El factor de 14.29 fue usado debido que fue el valor de Δ_x usado en el refinamiento de malla explicado en el siguiente numeral.

La Figura 26 permite identificar el punto térmico crítico de la góndola el cual se encuentra en el nodo (1,1), para posteriormente realizar un refinamiento de la red nodal en el cual se usen aproximadamente la misma cantidad de elementos (11250) pero abarcando un área de la góndola mucho menor y de esta manera poder utilizar un valor de Δ_x más pequeño que represente el tamaño real de la góndola (0.75 metros de diámetro).

9. Refinamiento de malla: Identificado el punto crítico de la superficie de la góndola, se realiza una nueva simulación pero en este caso el cuerpo a estudiar es la zona superior izquierda de la misma, ya que es allí (nodo (1,1)) en donde se encuentra la menor temperatura superficial externa. La red nodal de esta nueva simulación será de 106 x 106 elementos, la cual producirá una matriz “A” de 11236 x 11236 elementos. El nuevo valor de Δ_x será el resultado de dividir la distancia a estudiar (0.035 metros, valor que corresponde al espesor de pared de la góndola) en el número de nodos que la contengan (100 nodos) lo cual resulta en un Δ_x de 0.00035 m. El resultado es mostrado en la Figura 27.

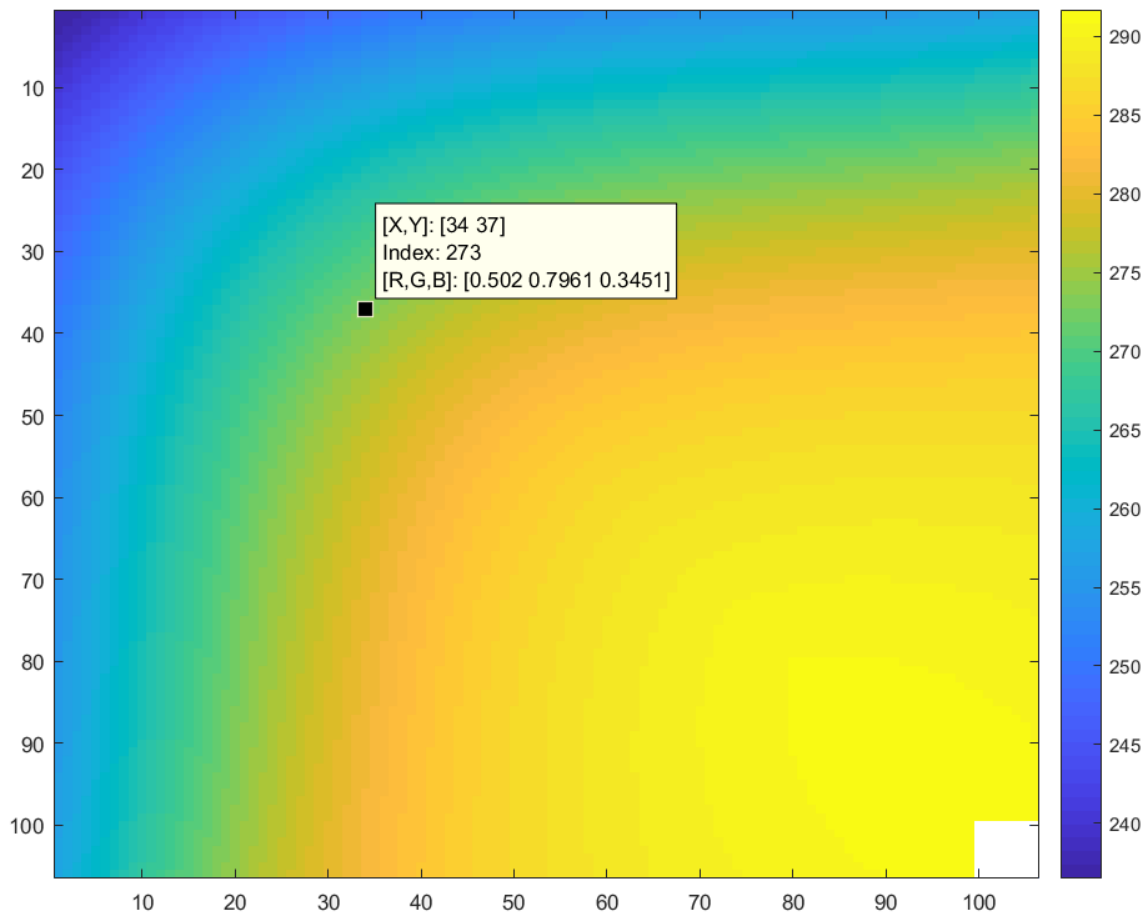


Figura 27. Temperatura de los nodos en la esquina superior izquierda de la góndola. La temperatura mínima es de 236.5 K en el nodo (1,1) y la máxima de 293 K en los nodos más alejados de la esquina. La región blanca en la esquina inferior derecha representa el interior de la góndola. Cada pixel en la imagen equivale a 0.00035 m.

De esta imagen es posible observar que se requiere una distancia de aproximadamente 50 píxeles (0.0175 metros) para que la temperatura de la pared interna de la góndola sea de 273 K, la cual se considera una temperatura segura para la operación de todos los elementos mencionados en la Tabla 1 (Sistemas y elementos de la misión). Lo anterior indica que según el estudio realizado el espesor de la geometría seleccionada aísla satisfactoriamente los elementos al interior de la góndola.

3.5 Selección del sistema de recuperación

Esta sección es dedicada al sistema de recuperación y se muestra el proceso de análisis y selección del paracaídas. Primero se exponen las condiciones del problema y luego se inicia el proceso de cálculo de los datos de interés, tales como velocidad, fuerza y desaceleración. Una vez obtenidos estos datos se selecciona el proveedor y el paracaídas a usar en la misión.

3.5.1 Análisis y dimensionamiento del paracaídas. En el proceso de cálculo de las dimensiones del paracaídas se tomó como guía el manual de diseño de paracaídas (Knacke 1991). Para la realización de este cálculo es necesario determinar primero la velocidad de caída del sistema antes de la apertura del paracaídas. Según (CSBF 2013) la góndola sufre una caída libre durante 4-6 segundos después de la explosión del globo, entonces para obtener el valor de la velocidad de caída de la góndola antes de la apertura del paracaídas se determina si esta alcanza la velocidad terminal antes de los 6 segundos o si efectivamente tardaría más de seis segundos; en el primer caso se usa el valor de la velocidad terminal, en el segundo se usa el valor de la caída libre. Usando los datos y fórmula descritos en el libro de mecánica de fluidos (Cengel y John, s. f.) se realiza el cálculo de la velocidad terminal.

Como se indica en (Cengel y John, s. f.), la velocidad terminal es alcanzada por un cuerpo cuando la fuerza de resistencia del aire iguala el peso del cuerpo menos la fuerza de flotación que ejerce el fluido sobre el cuerpo, siendo esta última despreciable. Así tenemos que:

$$F_{airresistance} = W$$

Ecuación 4

Luego:

$$F_{airresistance} = C_d * A_{fgon} * \rho_{30} * \frac{V^2}{2}$$

Ecuación 5

Donde,

$C_d=0,4$ (tomado de la Tabla 2)

A_{fgon} = Área frontal de la góndola

ρ_{30} = densidad del aire a la altura de 30 km

De esta manera se obtiene una velocidad terminal de 165,7 m/s lo que quiere decir que para alcanzar esta velocidad se necesitarían aproximadamente 17 s de caída libre, con lo cual tomando lo expuesto en (CSBF 2013) se concluye que la góndola no tiene tiempo suficiente para alcanzar la velocidad terminal a 30 km. Lo anterior indica que la góndola tiene una caída libre de 6 segundos y el valor de velocidad de 59 m/s será usado para los cálculos subsiguientes.

Ahora bien, con el valor de la masa total del sistema se realiza el estudio del catálogo del proveedor spherachutes (ver Apéndice 6) para analizar las opciones de compra que se ofrecen.

Se selecciona de manera preliminar un paracaídas hemisférico cuya semicircunferencia es de 1.36 metros (84 pulgadas).

Con los datos geométricos del paracaídas seleccionado se procede a realizar los cálculos sugeridos en (Knacke 1991), esto con el fin de obtener el empuje al momento de la apertura del paracaídas así como la velocidad a la que desciende cuando está completamente desplegado.

El proceso de análisis se inicia calculando el tiempo de apertura, usando la relación proporcionada por (Knacke 1991):

$$t_f = \frac{n * D_0}{V^{0,9}}$$

Ecuación 6

Donde

t_f es el tiempo de apertura total del paracaídas

n , que es la constante de llenado será 8 (valor suministrado por (Knacke 1991)

V es la velocidad en el momento inmediatamente anterior al inicio de la apertura

Lo anterior da como resultado un tiempo de apertura de 0,2775 s.

Obtenido este tiempo se procede a calcular el valor del factor balístico A mediante la siguiente ecuación:

$$A = \frac{2 * W}{(C_D * S) * \rho * g * V * t_f}$$

Ecuación 7. Factor balístico del paracaídas.

Donde:

W es el peso total del sistema

C_D es el coeficiente de arrastre del paracaídas cuyo valor suministrado por el proveedor es 0,75

S es el área del paracaídas

ρ es la densidad del aire a la altura de apertura

V es la velocidad en el momento preciso en que el paracaídas se abre

t_f es el tiempo de apertura del paracaídas

El valor obtenido de A es usado en la tabla mostrada en el Apéndice 7 (con $n = 1$ para el tipo de paracaídas usado) para determinar el factor de reducción de la fuerza de apertura. Teniendo

este valor se emplea ahora la siguiente ecuación para obtener el valor de la fuerza ejercida por el paracaídas en el momento de la apertura:

$$F_p = (C_D * S) * q * C_x * X_1, lb$$

Ecuación 8. Fuerza de apertura en el paracaídas.

Donde:

C_D es el coeficiente de arrastre del paracaídas

S es el área del paracaídas

q es la presión dinámica del paracaídas

C_x es el coeficiente de fuerza de apertura, tomado de la tabla mostrada en el Apéndice 8.

Se obtuvo como resultado que la fuerza ejercida por el paracaídas al momento de la apertura es de aproximadamente 120 N, generando una desaceleración de 22 m/s² o 2,23 veces la gravedad.

Para determinar la velocidad de caída después de la apertura del paracaídas se tiene que:

$$V_1 = \frac{V}{1 + \frac{(C_D * S) * \rho * g * t_f * V}{2 * W}}$$

Ecuación 9. Velocidad de caída del paracaídas luego de su apertura.

Con lo cual se obtiene que la velocidad inmediatamente después que el paracaídas se despliegue completamente es de 55 m/s.

3.5.2 Selección del paracaídas. Una vez realizados los cálculos se ratifica la selección del paracaídas de 84” del proveedor spherachutes. Según el fabricante el paracaídas tiene un peso de 7,2 onzas (204 g), es fabricado en tejido ripstop (anti desgarro), tiene una geometría hemisférica y un abertura circular en el ápice que aporta a la estabilidad del descenso.



Figura 28 Paracaídas seleccionado, imagen tomada de <http://spherachutes.com/>

3.6 Selección de los amarres

Para realizar la selección de los amarres se debe buscar un tipo de cuerda que soporte la carga de la estructura y a su vez sea liviana. Con este requerimiento se analizaron las opciones del mercado y se escogió una cuerda de nylon trenzado (ofrecida también por el proveedor spherachutes) con una resistencia a la rotura de 181.44 kilogramos (400 libras) y un peso de 11.34 gramos (0,4 onzas) por cada 3.05 metros (10 pies) de longitud. Según (Knacke 1991) la longitud de las cuerdas debe ser tal que la distancia entre el paracaídas y la góndola sea mínimo 1,5 veces el diámetro del paracaídas.

3.7 Selección del globo

Para la selección del globo se revisaron distintos proveedores y se escogió la empresa Kaymont como proveedor de los globos debido a que ofrece el globo HAB 3000 de látex con capacidad para llevar una carga útil de más de 12 lb y alcanzar alturas superiores a los 30 km. Este globo tiene una masa total de 3 kg y tiene un diámetro de rotura de 13 m.

3.7.1 Análisis del globo y especificaciones de llenado . Para cumplir la meta de alcanzar los 30 km de altura con una carga útil de 12 lb debe realizarse el cálculo de cuanta masa de helio debe introducirse en el globo para lograr que este ascienda, para eso, como dice (Yajima et al. 2009), se aplica el principio de flotación de Arquímedes:

$$F = \rho * V * g$$

Ecuación 10

Y se obtiene que la masa de Helio que debe usarse es 1,33 kg y estalla a una altura de aproximadamente 35 km.

4 Diseño de detalle y construcción

Una vez finalizado el proceso de diseño de todos los componentes de la misión se procede con la construcción, selección y ensamble de las piezas, durante este capítulo se describe: la construcción de la estructura metálica de la góndola, la construcción del escudo térmico y la forma en que se ensamble y puesta a punto de cada uno de los sistemas.

4.1 Dimensionamiento y construcción de la estructura

En esta sección se describe el proceso de manufactura aplicado a los perfiles para conseguir las piezas que compondrían la estructura, y finalmente se mostrará el ensamble y la configuración final de la estructura.

4.1.1 Manufactura de las piezas . Se realizó la compra de platinas de aluminio de 1” por 1/8” y se cortaron de una longitud tal que al ser dobladas se obtenga un diámetro de 65 centímetros.

Para lograr la forma semiesférica de las platinas es necesario primero realizar el doblado de las mismas. Se realizó con una dobladora de rodillos, y para unir todas las partes se aplicó soldadura tipo Tic de alta frecuencia.

Para la configuración interna (tubo-varillas) se cortaron varillas de aluminio y se usó un tubo de 1 pulgada como columna central, este tubo fue perforado para permitir la disposición de las varillas transversales en ángulos de 90 grados a modo de conseguir la configuración de la *Figura 30*.

Para la fabricación de los soportes para los amarres se usó varilla de aluminio AA6063-T5 de 1/4” y se dobló en frío hasta conseguir la geometría mostrada en la *Figura 29*:



Figura 29 Argolla para los amarres

4.1.2 Ensamblaje por medio de soldadura. Para realizar la unión de las platinas se tenía la opción de remacharlas o soldarlas. Debido a que el Centro Industrial de Mantenimiento Integral CIMI–SENA sede girón tenía la posibilidad de realizar un proceso de soldadura supervisado y sin ningún costo, se optó por realizarla allí.

Después del proceso de soldado de las platinas, se obtuvo el resultado mostrado en la siguiente figura



Figura 30 estructura construida



Figura 31 Ejemplo cordón de soldadura

4.2 Dimensionamiento y construcción del escudo térmico

Según los datos obtenidos en la simulación térmica, el espesor mínimo de la cubierta para el material seleccionado debe ser de 1.7 milímetros. Basándose en lo anterior, se confirma la pre selección de la semiesfera de 75 centímetros de diámetro externo y espesor 3,5 centímetros en poli estireno extruido. Su selección resulta adecuada debido a la facilidad en su adquisición y en que aumenta el factor de seguridad del diseño.

Debido a que el diseño de la cubierta de la góndola tiene una geometría especial, esta tuvo que ser dividida en partes más pequeñas que pudieran ser cortadas fácilmente y posteriormente unidas, obteniendo el resultado final que se muestra en la figura:



Figura 32 Exterior de la góndola

4.2.1 Selección del método de unión. Como método de unión se propone el uso de cintas de vacío. Debe tenerse en cuenta que no es deseable que la góndola se aíse completamente del aire exterior pues la diferencia de presión entre el interior de la góndola y el exterior podrían causar la falla del poli estireno.

4.3 Ensamble del sistema

Para el ensamble final de todos los subsistemas se usará un nudo san diego con nylon trenzado, asimismo se usa entre el paracaídas y la góndola un swibell (acople para rotación) que permite la rotación independiente de cada uno de sus extremo y de esta manera ayudar a la estabilidad.

5 Pruebas y análisis de resultados

Con el fin de determinar la resistencia de las uniones soldadas y la capacidad de carga de la estructura se realizó una prueba estática de tracción a la estructura, en este capítulo se muestra dicha prueba y sus resultados.

5.1 Prueba a condición de carga crítica

Para realizar la prueba a tracción de la estructura se usó la máquina Materials Testing System (MTS 810), la prueba consistió en aplicar fuerza a la estructura para analizar su comportamiento y obtener el valor de la deformación sufrida para la carga crítica y superiores.

Para poder ubicar la estructura en la máquina de ensayos se utilizaron cadenas de 52 y 26 cm de longitud con el fin de alinear la estructura en la dirección vertical como se muestra en la Figura 33. Esto trae como consecuencia que la fuerza tendrá un componente horizontal mucho mayor que en el montaje del lanzamiento, pues por limitaciones de espacio las cadenas no pudieron ser más largas.



Figura 33 Prueba a tracción de la estructura. En la imagen se muestra el montaje en la máquina de ensayos de tracción.

Los resultados de la prueba son mostrados en la Figura 34. De esta imagen se puede notar que para una carga de 275 N la estructura sufre un desplazamiento de aproximadamente 11 mm, el cual se da sobre el eje vertical.. Asimismo vale la pena observar que el montaje realizado en la prueba genera componentes de la fuerza sobre el eje horizontal sin embargo este componente puede ser reducido en el montaje de la misión aumentando la longitud de las cuerdas.

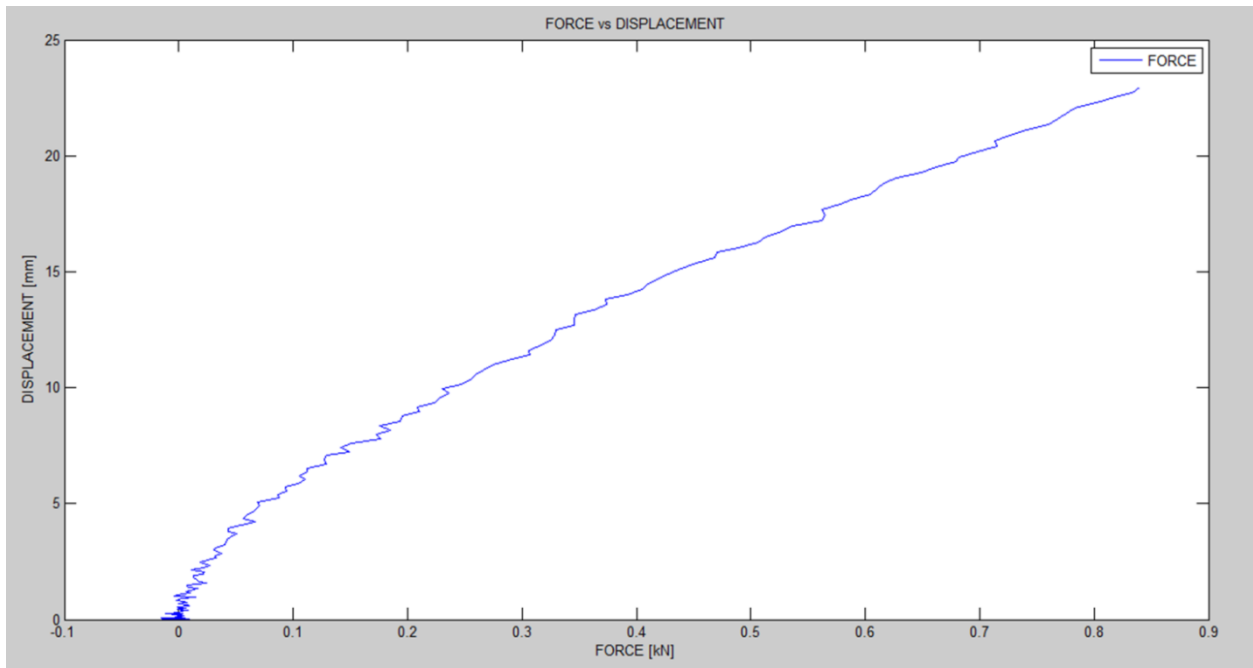


Figura 34 Gráfica de resultados de la prueba a tracción

Los resultados de la prueba física mostraron que la zona crítica de la estructura es la zona superior y más específicamente los soportes para los amarres. También cabe resaltar que en la prueba se llevó la fuerza aplicada por encima de la carga de 275 N generada por el paracaídas al momento de la apertura para buscar la carga de falla, llegando hasta los 840 N. Se observó que ocurrió una deformación permanente en los soportes para los amarres siendo estos las secciones críticas de la estructura en la prueba. En base a estos resultados se reforzaron los soportes para los amarres. Esta prueba nos permitió comprobar que la estructura puede soportar cargas de hasta 3 veces superior a la carga crítica esperada en el vuelo sin alcanzar el esfuerzo último. También se pudo observar la efectividad de los rigidizadores pues el cuerpo de la estructura no sufrió desplazamientos que le impidieran encajar dentro del recubrimiento térmico.

6 Costos

La siguiente tabla muestra los costos empleados durante el proyecto, y las cotizaciones de los materiales que faltan por adquirir, debido a falta de financiación.

Descripción del empleo de recursos económicos					
No.	CONCEPTO				TOTAL
		Cantidad	OTRA(S) INSTITUCIÓN(ES)		
			Especie	Efectivo	
Equipos					
1	Globo de Látex (cotización)	3		\$ 4.292.000	\$ 4.292.000
2	Paracaídas (cotización)	1		\$ 360.000	\$360.000
3	Accesorios del globo (cotización)	1		\$ 200.000	\$ 200.000
Materiales					
4	Material de construcción estructural			\$ 200.000	\$ 200.000
Horas de Taller					
5	horas de trabajo y uso de equipos	4		\$ 120.000	\$ 120.000
Material Bibliográfico					
7	Uso material Biblioteca UIS		\$ 1.000.000		\$ 1.000.000

Papelería					
8	Computador portátil	2		\$ 4.000.000	\$ 4.000.000
9	Impresiones			\$ 100.000	\$ 100.000
Personal					
12	Director	1	\$ 6.528.000		\$ 6.528.000
13	Codirector	1	\$ 6.528.000		\$ 6.528.000
14	Autores	2	\$ 10.282.168		\$ 10.282.168
			\$ 24.338.168	\$ 9.272.000	\$ 33.610.168

7 Menciones finales

Como producto del desarrollo del presente proyecto, la misión E3Tratos cuenta ahora con todos los componentes mecánicos necesarios para la consecución de sus objetivos científicos. Tiene una estructura en aluminio 6063 T5 para resistir las desaceleraciones propias del vuelo, un escudo térmico de poliestireno extruido para proteger la instrumentación electrónica, un sistema de elevación que usa un globo Kaymont de látex de 3000 gramos, un paracaídas de nylon anti desgarro de 1.35 metros de diámetro para reducir su velocidad de caída y cuerdas de nylon para mantener unida la góndola al paracaídas y al globo.

El sitio de lanzamiento seleccionado fue la sede de la UIS Barrancabermeja, esto debido a que según simulaciones realizadas en la plataforma online predict.hab.hub.org, las corrientes de viento presentes durante el vuelo pueden desplazar horizontalmente la góndola una distancia de hasta 100 kilómetros. Un desplazamiento de esta magnitud hace que la recuperación de la góndola después del vuelo sea mucho más factible en el valle del Magdalena medio que en la zona montañosa que rodea a la ciudad de Bucaramanga, todo esto mientras se sigue en el límite de la atmósfera santandereana. En la figura tal se muestran las masas de cada uno de los componentes a bordo de la misión.

Elemento	Masa (kg)
Instrumento CO2	1,06
Instrumentación	2,01
Estructura	0,59
Poliestireno	0,54
Niveles de acrílico	0,35
Masa Total	4,55

Figura 35. Masas de los componentes a bordo de la misión.

8 Conclusiones

- Se diseñó una estructura cuya geometría ha sido pensada para ser usada no solo en la misión E3Tratos sino también en futuras misiones dada su distribución y bajo peso, así mismo es una estructura económica, fácil de construir y adaptar, que ofrece una capacidad de carga de más de 5 kg y está diseñada en un material abundante en el mercado y con propiedades mecánicas adecuadas para esta aplicación tal como lo es el AA6063-T5.
- Se comprobó que la estructura es resistente a la condición crítica de carga que es la que se da al momento de la apertura del paracaídas, para dicho fin se hizo una prueba estática aplicando una fuerza de más de 825 N que es aproximadamente el triple de la fuerza de apertura y permitió identificar que incluso bajo estas condiciones las deformaciones que sufre la estructura no ponen en riesgo los objetivos de la misión.
- Se identificó que en el punto térmico crítico el aumento de temperatura de la superficie de la góndola se produce principalmente por radiación solar directa (58.8%), seguido por radiación infrarroja de la tierra (31.5%) y por radiación solar por el albedo terrestre (9.7%). Por su parte la disminución de temperatura se da principalmente por convección con el aire exterior (66.5%), seguido del calor por emisión infrarroja (30.6%) y el perdido en el intercambio con el cielo (2.8%).
- Se comprobó que el espesor del recubrimiento de poli estireno es suficiente para aislar térmicamente la góndola, ya que según la simulación realizada la distancia requerida para que la temperatura al interior de la pared sea de 273 K es de 17.5 milímetros.
- Se diseñó y construyó un escudo térmico que mantiene la electrónica de la góndola dentro de sus rangos de operación con el fin de lograr el correcto funcionamiento de cada uno de los

sensores y sistemas de control y comunicación funcionen ininterrumpidamente durante todo el trayecto.

- Se seleccionó un globo cuya capacidad de carga permite elevar los elementos necesarios para el cumplimiento de los objetivos de la misión E3Tratos.
- Se abrió un proyecto que servirá como base para próximas investigaciones en el estudio de la atmosfera santandereana, así mismo abre el camino para el desarrollo de proyectos en el área aeroespacial desde la escuela de Ingeniería Mecánica UIS.
- Se logró el trabajo interdisciplinario entre estudiantes de las escuelas de Ingeniería mecánica y la escuela de ingeniería Eléctrica, Electrónica y Telecomunicaciones, apoyando el proceso de formación integral al mejorar las capacidades de trabajo en equipo y desarrollo de proyectos de los estudiantes.
- Se seleccionó un sistema de recuperación tipo paracaídas a la góndola que asegura el descenso de la carga útil a una velocidad controlada para conservar la integridad de la carga útil y limitando a su vez el desplazamiento horizontal al no bajar demasiado la velocidad.

9 Recomendaciones

- Construir la estructura en otro material, los materiales compuestos ofrecen una amplia variedad de opciones para construir estructuras resistentes y livianas, con un mejor presupuesto se sugiere evaluar la construcción de la estructura en fibra de carbono o en polímeros de alta resistencia.
- Realizar una prueba cautiva para el paracaídas, de esta manera se comprobará el desempeño del paracaídas y los parámetros del descenso como la velocidad final y la estabilidad
- Realizar una prueba cautiva para la electrónica que permita comprobar el correcto funcionamiento de la instrumentación.
- Se sugiere mejorar el análisis estructural computacional con el fin de optimizar la geometría de la estructura y de esta manera reducir masa y mejorar la resistencia.
- Se sugiere cambiar la forma de amarre de la góndola, considerando opciones como eliminar los anclajes y reemplazarlos por un amarre que rodee la estructura.
- Se recomienda realizar un análisis algebraico profundo que permita refinar la malla de la simulación térmica, de manera que no sea necesaria la realización de una segunda simulación en una región específica de la góndola.
- Se sugiere realizar una prueba térmica que permita comprobar la efectividad del escudo térmico en condiciones similares a las de vuelo.

10 Referencias bibliográficas

- Bergman, Theodore L., Frank P. Incropera, Adrienne S. Lavine, y David P. DeWitt. (2011). *Introduction to heat transfer*. John Wiley & Sons.
- Budynas, Richard G., y J. Keith Nisbett. (2012). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley (9ª*. McGraw Hill Mexico.
- Castro, D. Ortega, I. (2018). *Análisis estructural de un álabe de aerogenerador de eje vertical constituido por material natural compuesto mediante F.E.A*. Tesis de pregrado. Universidad Industrial de Santander
- Cengel, Yunus AI, y M. John. s. f. (2006). *Mecánica de fluidos*. McGraw-Hill
- CSBF, NASA. (2013). *Structural Requirements and Recommendations for Balloon Gondola Design*. Recuperado de <https://www.csbf.nasa.gov/documents/gondola/OM-220-10-H-A%20Structural%20Rqrmnts%20Gondola%20Design.pdf>.
- Departamento Administrativo Nacional de Estadística (DANE) (2010). Proyección de Población 1985-2020. Recuperado de: <http://geoportal.dane.gov.co/laboratorio/estimaciones/indicador1.html>
- Dirección de Transito de Bucaramanga. (2017) Parque automotor oficial, publico particular área metropolitana de Bucaramanga a Diciembre de 2017. Recuperado de <http://www.transitobucaramanga.gov.co/files/2018/estadisticas/parque-automotor-31-12-2017.pdf>

- Farley, Rodger. (2005). BalloonAscent: 3-D simulation tool for the ascent and float of high-altitude balloons. En *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences*, 7412.
- Gaskin, J.A., Smith I.S. y Jones, W.V., (2014), Introduction to the special issue on scientific balloon capabilities and instrumentation, *Journal of astronomical Instrumentation*, Vol, No 2, doi: <https://doi.org/10.1142/S2251171714030019>
- Horn, W. J., y Leland A. Carlson. (1983). THERMTRAJ: A FORTRAN program to compute the trajectory and gas film temperatures of zero pressure balloons. Texas A & M University College Station, Texas 77840. Prepared Under Contract No, NAS6-3072
- Knacke, Theo W. (1991). «Parachute recovery systems design manual». *Naval Weapons Center NWC TP 6575*.
- Minzner, R.A., K.S.W. Champion, y H.L. Pond. 1959. «The ARDC model atmosphere, 1959». *Afmc*, 99. [https://doi.org/10.1016/0022-460X\(71\)90105-2](https://doi.org/10.1016/0022-460X(71)90105-2).
- Organización de Naciones Unidas (2018). Informe sobre cambio climático. Recuperado de <http://www.un.org/es/sections/issues-depth/climate-change/index.html>
- Organización Panamericana de la Salud (OPS) (2005). Evaluación de los Efectos de la Contaminación del Aire en la Salud de América Latina y el Caribe. Recuperado de: <http://www.bvsde.paho.org/bvsea/fulltext/contaminacion/indice.pdf>
- Redondo D. F. (2014). Beneficios socio ambientales de las infraestructuras verdes urbanas y su aplicación en la construcción y planificación urbanística en la ciudad de Bucaramanga, *puente*, 8,(2),15-23,doi: <http://dx.doi.org/10.18566/puente.v8n2.a02>

- Rodríguez-Ferreira, Julián. (2018) E3Tratos mission: *Monitoring CO2 from the ground to the stratosphere in Colombia*. COSPAR (Committee on Space Research). Conferencia llevada a cabo en Pasadena, Estados Unidos
- Soler, Juan Diego. (2013). *In Search of an Imprint of Magnetization in the Balloon-borne Observations of the Polarized Dust Emission from Molecular Clouds*. Tesis de Doctorado. Universidad de Toronto
- Vanguardia Liberal, Parque automotor genera el 90% de contaminación del aire en Bucaramanga. (2014) Recuperado de: <https://www.minsalud.gov.co/salud/publica/epidemiologia/Boletin/Bolet%C3%Adn%2017%20Viernes%20%2027%20de%20Abril%202018.pdf>, <http://www.vanguardia.com/area-metropolitana/bucaramanga/431413-parque-automotor-genera-el-90-de-contaminacion-del-aire-en-buc> <https://revistas.upb.edu.co/index.php/puente/article/view/7128/6517>
- White, Frank M. 2003. «Fluid Mechanics,(2003)». *Chap 5*: p287.
- Yajima, Nobuyuki, Naoki Izutsu, Takeshi Imamura, y Toyoo Abe. 2009. *Scientific Ballooning: Technology and Applications of Exploration Balloons Floating in the Stratosphere and the Atmospheres of Other Planets*. Vol. 112. Springer Science & Business Media.