



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

“Arquitectura térmica de instrumentación científica para vuelos
suborbitales”

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

PRESENTA

SAMUEL PLIEGO CABALLERO

DIRECTOR

DR. GUSTAVO ADOLFO MEDINA TANCO



MÉXICO, D.F. 2014



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

Agradecimientos

A LA UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO.
Por haberme formado a lo largo de estos años.

AL INSTITUTO DE CIENCIAS NUCLEARES DE LA UNAM.
Por haber prestado el laboratorio de detectores para realizar pruebas.

AL PROGRAMA DE APOYO A PROYECTOS DE INVESTIGACIÓN E INOVACIÓN TECNOLÓGICA,
Por el apoyo brindado para la realización de este trabajo a través del proyecto PAPIIT: IN107413. Cuyo responsable es el Dr. Gustavo Medina Tanco

AL CONSEJO NACIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA,
Por el apoyo brindado para la realización de este trabajo a través del proyecto CONACyT: CB2007-83539. Cuyo responsable es el Dr. Gustavo Medina Tanco.

A LOS ACUERDOS AEM-ICN Y AEM-ICN-NASA.
Por el apoyo institucional para la realización de la misión AEMB-F1.

A LA RedCyTE-CONACyT.
Por el apoyo económico e institucional recibidos.

AL FONDO DE INVESTIGACIÓN DEL INSTITUTO DE INGENIERIA UNAM 2013, PROYECTO INTERNO N°: 3138
"Diseño y estudios termo-mecánicos para cargas útiles ligeras de globos estratosféricos" cuyo responsable es el Dr. Frederic Trillaud.
Por el apoyo económico recibido.

A LA DIRECCIÓN GENERAL DE ASUNTOS DEL PERSONAL ACADÉMICO (DGAPA)
Por el apoyo brindado para la realización de este trabajo a través de los proyectos PAPIIT TA100112 "Diseño de estructuras ligeras para vehículos urbanos de bajo consumo energético aplicando métodos de optimización" y PAPIME PE102212 "Material Didáctico Interactivo Digital para el aprendizaje del Método de los Elementos Finitos" cuyo responsable es el Dr. Fernando Velázquez Villegas

AL GRUPO DEL PROYECTO: SISTEMA DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA, MONITOREO Y ADQUISICIÓN DE DATOS (HKV2, HKV3, CPU, SIREN Y LVPS) COMO CARGA ÚTIL DE LA PLATAFORMA SUBORBITAL MEXICANA PIXQUI.
Dirigido por el MI. Lauro Santiago Cruz del Instituto de Ingeniería, Coordinación de Instrumentación, de la UNAM.
Por el apoyo brindado para la realización de pruebas así como datos técnicos provistos.

AL DR. GUSTAVO MEDINA TANCO.
Por su confianza, apoyo, comentarios, dirección y liderazgo para la realización de esta tesis.

AL DR. FREDERIC TRILLAUD, DR. FERNANDO VELÁZQUEZ VILLEGAS y DR. JORGE FERRER PEREZ.
Por sus consejos y comentarios durante la realización de este trabajo.

A MI FAMILIA Y AMIGOS.
Por el apoyo y cariño recibidos durante mi educación.

Índice

| | | |
|-------|---|----|
| 1 | Introducción..... | 1 |
| 1.1 | PIXQUI..... | 2 |
| 1.2 | JEM-EUSO..... | 5 |
| 1.3 | EUSO-BALLOON..... | 6 |
| 2 | PIXQUI..... | 8 |
| 2.1 | Estructura de PIXQUI..... | 8 |
| 2.2 | Análisis simplificado por métodos analíticos..... | 9 |
| 2.3 | Análisis complejo por métodos numéricos..... | 15 |
| 2.3.1 | Fecha de lanzamiento..... | 15 |
| 2.3.2 | Condiciones ambientales..... | 16 |
| 2.3.3 | Simplificación de la estructura mecánica..... | 18 |
| 2.3.4 | Componentes electrónicos..... | 20 |
| 2.3.5 | Globo..... | 21 |
| 2.3.6 | Tazas de calentamiento y radiación..... | 21 |
| 2.3.7 | Resultados de la simulación..... | 22 |
| 2.3.8 | Análisis de la absortividad..... | 27 |
| 2.4 | Datos reales de vuelo..... | 29 |
| 2.5 | Análisis de resultados..... | 34 |
| 2.5.1 | Resultados analíticos..... | 34 |
| 2.5.2 | Simulación numérica..... | 35 |
| 2.5.3 | Análisis de datos reales..... | 37 |
| 2.5.4 | Segunda simulación..... | 42 |
| 3 | EUSO_BALLOON..... | 47 |
| 3.1 | Estructura de EUSO-BALLOON..... | 47 |
| 3.2 | Modelo analítico..... | 48 |
| 3.2.1 | Aproximación puramente radiativa..... | 49 |
| 3.2.2 | Aproximación por conducción..... | 53 |
| 3.3 | Modelo numérico..... | 55 |
| 3.3.1 | Modelo..... | 55 |
| 3.3.2 | Disipación de energía..... | 58 |
| 3.3.3 | Ambiente..... | 59 |
| 3.3.4 | Propiedades térmicas..... | 60 |
| 3.3.5 | Contactos térmicos..... | 61 |
| 3.3.6 | Condiciones de vuelo..... | 61 |
| 3.3.7 | Resultados de las simulaciones..... | 62 |
| 3.4 | Análisis de resultados..... | 71 |
| 4 | Conclusiones..... | 74 |
| 4.1 | Pixqui..... | 74 |
| 4.2 | EUSO-BALLOON..... | 75 |
| | Apéndice I: Pruebas de termo-vacío..... | 76 |
| | Referencias..... | 80 |

1 Introducción

El año 1957 marcó el comienzo de lo que hoy conocemos como era espacial, cuando la URSS pusiera el primer satélite artificial en órbita, el *SPUTNIK 1*. Este hecho, seguido del satélite Estadounidense *EXPLORER 1*, despertó un gran interés internacional por las tecnologías espaciales pues representaba una nueva era de comunicaciones en la cual el espacio dejó de ser un límite.

Hoy en día la tecnología espacial tiene un gran número de usos, desde aplicaciones muy específicas de investigación y desarrollo militar, hasta usos comerciales y de la vida cotidiana como la transmisión de televisión, las predicciones meteorológicas o el uso de dispositivos GPS. Es por ello que al día de hoy la tecnología espacial juega un papel fundamental en el funcionamiento del mundo moderno en el cual la comunicación rápida y a gran distancia se han vuelto esenciales. Estos factores nos han llevado a que el desarrollo de las tecnologías espaciales ha cobrado gran importancia estratégica entre la comunidad internacional, incluyendo a México, donde, a partir del año 2010, se creó la Agencia Espacial Mexicana[1], organismo descentralizado encargado de llevar la iniciativa en tecnologías espaciales, además de otras funciones.

El desarrollo tecnológico requiere, por lo general, una inversión importante de capital y el caso de la tecnología espacial no es la excepción e incluso resulta ser uno de los campos donde los costos resultan extremadamente altos, esto debido a la dificultad de desarrollo de dicha tecnología la cual debe soportar las condiciones extremas del espacio exterior, así como el alto riesgo de pérdida que se tiene, como por daños en el lanzamiento o colisiones no previstas con objetos como micro-asteroides, además de la infraestructura necesaria para dichos propósitos. Es por estos elevados costos que se requieren alternativas de menor costo que permitan hacer pruebas de prototipos en desarrollo con condiciones menos estrictas y que permitan una mejor retroalimentación de la información obtenida al realizar pruebas. Los vuelos suborbitales, como se conoce cuando una nave alcanza el espacio hasta llegar a una altura límite de la atmósfera y sin dar una vuelta completa alrededor del planeta, constituyen una gran opción para este tipo de pruebas y en específico los vuelos que usan globos estratosféricos.

Los globos estratosféricos han sido utilizados durante muchas décadas para realizar estudios

científicos ya que ofrecen diversas ventajas que no se encuentran en otros medios. En primer lugar pueden ser lanzados desde casi cualquier parte del mundo para cubrir necesidades científicas variadas, por otro lado pueden ser preparados en periodos tan cortos como 6 meses, cosa que no es posible con muchos otros medios donde los periodos se extienden por varios años, son instrumentos de costo relativamente bajo y son plataformas estables para vuelos de larga duración (en algunos casos las misiones pueden durar hasta cien días). Otra de las grandes ventajas de los globos estratosféricos es que permiten realizar pruebas de bajo costo de instrumentos a ser utilizados posteriormente en vuelos espaciales, ya que recrean muchas de las condiciones que se pueden encontrar en el espacio, esto debido a que operan a una altura donde la atmósfera es tan delgada que el instrumento opera en condiciones muy cercanas al vacío y temperaturas espaciales, además de tener la ventaja adicional de poder ser recuperados al terminar el vuelo para realizar un análisis detallado de los datos obtenidos durante el vuelo.

1.1 PIXQUI

Para apoyar el desarrollo de infraestructura y formación de recursos humanos que nos permita producir la próxima generación de satélites mexicanos fue creado el proyecto PIXQUI (Que significa guardián o cuidador en náhuatl). Liderado por el Dr. Gustavo Medina Tanco del Instituto de Ciencias Nucleares[2] PIXQUI consiste en una estructura mecánica diseñada para soportar aceleraciones de hasta 15 veces la gravedad en la superficie terrestre, equipada con sistemas de energía, protección, monitoreo, almacenamiento de datos y comunicación, la cual se usará para probar el funcionamiento de experimentos y componentes electrónicos que cualquier usuario quiera validar para operar en el espacio y la cual fue diseñada para operar en globos estratosféricos por las ventajas antes mencionadas que estos ofrecen.[3]



Figura 1: Imagen de PIXQUI sobre carga útil de la NASA [4].

Uno de los puntos críticos del diseño de los dispositivos que serán volados en vuelos estratosféricos es la arquitectura térmica del dispositivo, es decir, un diseño térmico que asegure que la arquitectura mecánica es capaz de mantener al instrumento a una temperatura operacional segura para los dispositivos electrónicos. El diseño de la arquitectura térmica para este tipo de sistemas es bastante más compleja a lo que podemos encontrar en dispositivos a usarse en tierra pues al no haber una atmósfera lo suficientemente gruesa para tener una buena transferencia de calor con el aire, el problema queda casi limitado al uso de la conducción interna del instrumento como método de disipación dentro del mismo y a la radiación térmica como método de disipación hacia el ambiente. Volviéndose principalmente el hecho de que la interacción del dispositivo con el ambiente es efectuada por la radiación lo que vuelve complicado el análisis de este tipo de sistemas y lo que genera que sea difícil el mantener la integridad térmica del instrumento en ambientes tan extremos como los encontrados en el espacio exterior. Como ejemplo en el caso de los globos estratosféricos las temperaturas del ambiente a las que son expuestos pueden variar de -100°C a 20°C dependiendo la latitud y época del año en que son lanzados y la temperatura de los cuerpos a esta altura puede tener variaciones aún más extremas en cuestión de horas, al cambiar de día a noche, esto debido a que durante el día se tiene un flujo solar aproximado de 1354 w/m^2 o hasta 2500 w/m^2 en los casos que haya mucha nubosidad en la atmósfera debajo del dispositivo, mientras en la noche este flujo prácticamente desaparece y sólo

contamos con radiación difusa y la radiación proveniente del espectro infrarrojo del planeta. Estos cambios radicales entre el día y la noche, una parte del dispositivo expuesta a la luz y otra a la sombra y los factores climáticos que son variables no controlables, vuelven la arquitectura térmica de los dispositivos utilizados un reto complejo. Otro factor que complica el análisis de este tipo de sistemas es que la radiación es una forma de transferencia de calor más difícil de caracterizar y de simular que la conducción y la convección. Adicionalmente, al no ser el medio de transferencia de calor más relevante en nuestra vida cotidiana, es difícil tener la intuición para saber si un modelo va por buen camino, por lo que la experimentación y experiencia son vitales para tener un mayor entendimiento de lo que sucede.

En el segundo capítulo de la presente tesis se tratará el análisis y arquitectura térmica del dispositivo PIXQUI de la misión AEMB-F1 de la AEM [1] *Agencia Espacial Mexicana* en colaboración con la NASA [5] *National Aeronautics and Space Administration*. Esta misión tuvo como principal objetivo probar algunos prototipos a ser usados en el telescopio espacial de rayos cósmicos JEM-EUSO (a tratar en el tercer capítulo de la presente tesis), que se colocará en la Estación Espacial Internacional, proyecto en el cual la colaboración mexicana está encargada de diseñar el sistema que transmitirá la información entre todos los sistemas del telescopio. Además de esta electrónica, también se probaron componentes del satélite Quetzal, proyecto conjunto entre la FI [6] y el MIT [3].

La misión fue volada sólo de día, lo cual simplifica bastante el análisis del dispositivo al no tener transiciones día-noche, y se realizó en las instalaciones de la Columbia Scientific Balloon Facility pertenecientes a la NASA [4].

Para el análisis térmico se utiliza una aproximación en la que se consideran los peores casos (extremos) posibles que el dispositivo pueda encontrar, es decir, un caso frío y un caso caliente. De esta forma se garantiza que el dispositivo puede aguantar dichos extremos, ya que en la práctica, al asegurar los extremos, todo escenario encontrado quedará dentro del rango seguro de operación del instrumento. Como herramienta para el análisis y simulación de radiaciones se utiliza el software especializado llamado *Thermal Desktop* con su módulo *RadCad*, del cual se expondrán algunas características más adelante en el capítulo dedicado a las simulaciones numéricas [7].

El tercer capítulo de esta tesis trata un análisis hecho al telescopio EUSO-BALLON, instrumento el cual es parte de la colaboración JEM-EUSO, de la cual se hablará en la siguiente sección, en la cual participa la colaboración mexicana y principal motivación por la cual se realizó el primer vuelo de PIXQUI, el cual sirve en la formación de recursos humanos, es una primera validación de la electrónica y del uso de software utilizado para realizar la arquitectura térmica de EUSO-BALLON.

1.2 JEM-EUSO

JEM-EUSO (*Extreme Universe Space Observatory on Japanese Experiment Module* por sus siglas en inglés) es un nuevo tipo de observatorio que usará toda la tierra como detector, dando paso hacia la observación orbital.

Cuando una partícula de ultra-alta energía procedente del espacio choca con un núcleo en la atmósfera se produce una cascada de partículas hijas conocidas como chubasco. Las partículas cargadas generadas, principalmente electrones y positrones, excitan el N_2 atmosférico que emite una fluorescencia de radiación ultravioleta (entre 300 y 400 nm).

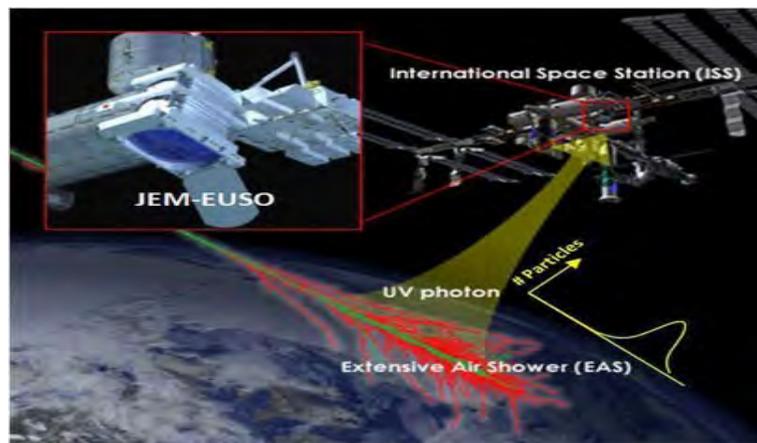


Figura 2: Representación conceptual del módulo JEM-EUSO en la ISS observando un chubasco

JEM-EUSO será acoplado a la Estación Espacial Internacional (ISS) en órbita a aproximadamente 400 km de altura y observará dicha radiación dentro de un área proyectada de la atmósfera terrestre de más de 1 millón de km^2 . La ISS completa 16 vueltas al día y la observación se llevará a cabo durante el transito nocturno. JEM-EUSO detectará las emisiones de fluorescencia y adquirirá imágenes de fluorescencia UV durante varios microsegundos, para

producir un mapa tridimensional de las trazas que dejan las partículas a su paso y eventualmente determinar la dirección de incidencia de la partícula primaria, su energía y el perfil espacial de deposición de energía en la atmósfera, lo cual es información indirecta sobre la partícula primaria. La puesta en órbita de JEM-EUSO está programada para el año 2019 y tendrá una duración inicial de 5 años [8]

1.3 EUSO-BALLOON

EUSO-BALLOON es un prototipo de JEM-EUSO el cual es una validación de la misión JEM-EUSO. El proyecto es liderado por la agencia espacial francesa CNES (*Centre National D'Etudes Spatiales* [9]) la cual planea realizar diversos vuelos del prototipo EUSO-BALLOON en globos estratosféricos en campañas planeadas en el 2014.

El objetivo de estas misiones es probar la validez de los conceptos y decisiones técnicas que se han hecho para la misión JEM-EUSO.

El diseño y construcción de dicho proyecto supone un verdadero reto al incluir la utilización de nuevas tecnologías de los laboratorios industriales y de investigación en diversas áreas como óptica y electrónica.



Figura 3: Representación artística de EUSO-BALLOON

Uno de los objetivos principales de la misión EUSO-BALLOON es hacer las pruebas de funcionamiento de las nuevas tecnologías y de los subsistemas relevantes en un ambiente extremo el cual simula las condiciones encontradas en el espacio parcialmente.

Dentro la colaboración de EUSO-BALLOON la parte mexicana, incluyendo el ICN y el IIUNAM [10], está encargada de tres tareas muy importantes, en primer lugar el diseño del sistema de *House Keeping*, es decir el sistema nervioso del telescopio, el suministro de bajo voltaje *LVPS (Low Voltage Supply System)* y por último la arquitectura térmica del sistema. Este último tema es el objeto de estudio del tercer capítulo de esta tesis, donde se presentarán los resultados obtenidos de las simulaciones térmicas de las condiciones que enfrentará EUSO-BALLOON en la campaña a realizarse en Timmings Canada en Agosto de 2014.

2 PIXQUI

2.1 Estructura de PIXQUI

El diseño mecánico de PIXQUI fue realizado por colaboradores de la Facultad de Ingeniería de la UNAM [6] y el Instituto de Ingeniería de la UNAM. El dispositivo consta de una estructura de aluminio, de aproximadamente 33x33x60 cm y paredes de 2 mm, la cual está dividida en tres módulos repartida como se muestra en la figura 4:

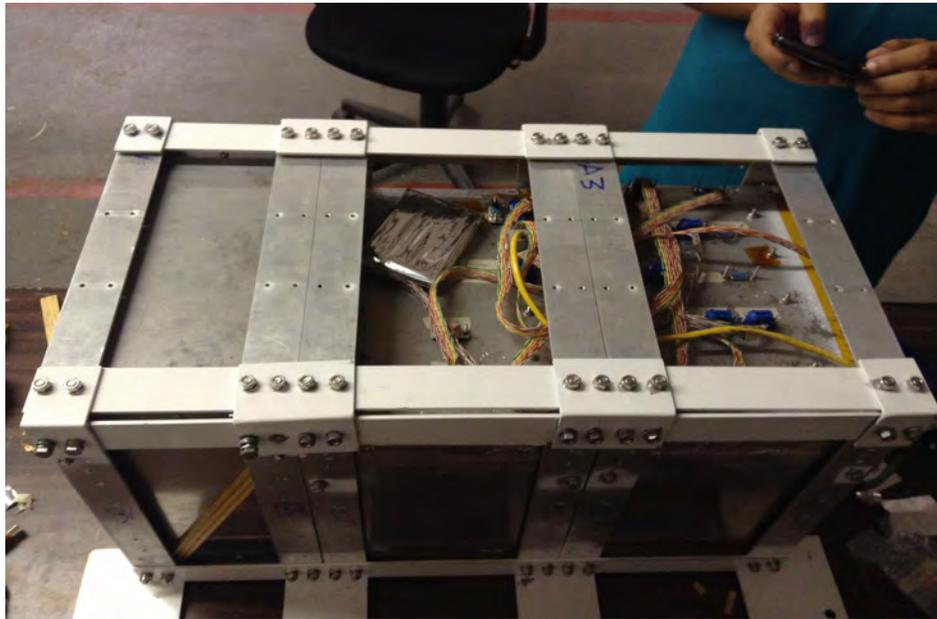


Figura 4: Módulos de pixqui, en el extremo derecho el módulo 1, en medio el módulo 2 y en el extremo izquierdo el módulo 3.

En el primer módulo encontramos tres tarjetas de LVPS o *Low Voltage Supply System*, dichas tarjetas son las encargadas de entregar el voltaje de alimentación que requiere cada uno de los dispositivos electrónicos. Además encontramos un prototipo de la versión 3 del *House Keeping* (sistema de monitoreo y transmisión de datos de EUSO). En el segundo módulo encontramos el *House Keeping* versión dos el cual se conecta con tres bancos de prueba en el mismo módulo y además encontramos la CPU principal del instrumento, la electrónica tanto del primer módulo como del segundo fueron desarrolladas por alumnos e investigadores del ICN e IINGEN de la UNAM.

Finalmente en el tercer módulo encontramos componentes de prueba del satélite Quetzal, proyecto de colaboración entre la Facultad de Ingeniería de la UNAM y el MIT, el cual funge como carga de prueba.

2.2 *Análisis simplificado por métodos analíticos*

A fin de tener un marco teórico con el cual se puedan comparar resultados en los estudios numéricos que se realizan posteriormente, se realiza un análisis en estado estacionario utilizando métodos analíticos. Debido a la complejidad del modelo no es posible obtener un modelo analítico que nos caracterice el sistema por completo y nos de resultados exactos, por lo que, como en casi todo modelo analítico, se realizarán muchas simplificaciones con el fin de tener un modelo simple con soluciones simples y que nos permita tener una noción muy general sobre lo que podemos esperar en un modelo más complejo.

El objetivo principal de la arquitectura térmica es el garantizar que la estructura es capaz de mantener el instrumento a una temperatura operacional segura para la electrónica (entre -40°C y 85°C). Debido a la gran cantidad de condiciones que un globo estratosférico puede encontrar, se consideran dos casos extremos los cuales toman las temperaturas en los peores casos posibles, esto es un caso frío extremo y un caso caliente extremo:

- **Caso caliente:** Definido por las condiciones más frías que se han encontrado experimentalmente (Timnings) y el cual considera alta radiación de albedo y alta temperatura atmosférica.
- **Caso frío:** Definido por las condiciones más frías que se han obtenido experimentalmente (Timnings) y el cual considera mínima radiación de albedo y bajas temperaturas [11]

A continuación en la figura 5 podemos observar un esquemático el cual muestra nuestro modelo simplificado a usar.

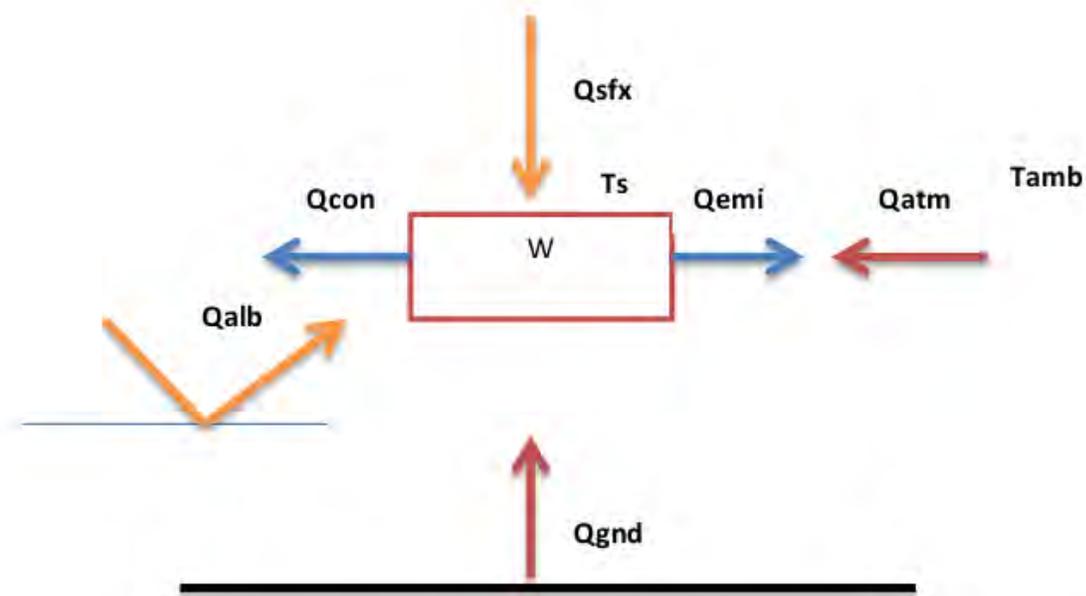


Figura 5: Esquemático del instrumento con todas sus cargas térmicas y salidas consideradas en el modelo analítico.

Las cargas térmicas son básicamente la radiación, convección y el calor disipado por los componentes electrónicos dentro del dispositivo, en nuestro modelo consideramos simplemente un cuerpo el cual interactúa con las diferentes cargas térmicas y el cual no tiene un gradiente de temperatura en su interior, es decir, su estado es caracterizado por una sola temperatura promedio T_s igual en todos sus puntos (no se consideran las dimensiones espaciales del cuerpo). Para efectos comparativos tomaremos esta temperatura como una gruesa estimación de la temperatura promedio esperada en PIXQUI, siempre recordando que la temperatura en la electrónica podrá ser mayor a esta temperatura y la temperatura en otros puntos, como la estructura de aluminio, podrá ser menor a esta temperatura promedio.

Debido a la gran altitud a la que vuela el instrumento, la presión atmosférica es en extremo baja, alrededor de 3000 Pa, por este motivo la conducción y convección con el aire son consideradas de menor relevancia en el modelo y la radiación se vuelve el medio de transferencia de calor más relevante.

La radiación puede ser dividida en:

- Radiación solar:

- Radiación directa
- Radiación de albedo
- Radiación infrarroja
 - Brillo infrarrojo del planeta
 - Radiación infrarroja difusa en la atmósfera
- Radiación emitida

Aunque de baja relevancia la convección con el aire es considerada en el modelo así como la conducción con el aire que, aunque más baja, no es del todo despreciable. De esta forma comenzamos con nuestro modelo.

De la conservación de la energía para nuestro sistema tenemos:

$$\frac{\Delta U}{dt} = \dot{Q}_{net} + W \quad (2.1)$$

Donde el termino de la izquierda es la variación de la energía interna con respecto al tiempo, por otro lado \dot{Q}_{net} es el flujo neto de calor a través de las paredes del sistema por unidad de tiempo, es decir, es la suma de las entradas menos las salidas de calor, por otro lado W es el calor disipado por la electrónica dentro del sistema.

Por motivos de simplificación trataremos el caso en que el sistema alcanza el estado estacionario, es decir, cuando ha alcanzado una temperatura estable. Esto nos dará idea del máximo enfriamiento o calentamiento posibles si se deja al instrumento un lapso suficientemente largo en el ambiente sin cambiar sus condiciones de entorno. Algo a considerar es que el estado estacionario es, como se mencionó antes, una suposición de la temperatura que alcanzará el sistema al transcurrir el tiempo necesario para que se estabilice, sin embargo, no es necesariamente cierto, y en la mayoría de los casos no lo es, que el sistema estará en el ambiente el tiempo suficiente para alcanzar el estado estacionario, para conocer el comportamiento del sistema a

detalle a través del tiempo se realizaran simulaciones numéricas de las que se hablará en la siguiente sección.

Debido a que estamos tratando con estado estacionario el lado izquierdo de la ecuación 2.1 es igual a cero, con lo que tenemos:

$$0 = \dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{con} + W \quad (2.2)$$

Además descomponemos nuestro término del flujo de calor en el flujo proveniente de la convección y el flujo proveniente de la radiación.

$$0 = (\alpha \dot{Q}_{ab} - \dot{Q}_{emi}) + \dot{Q}_{con} + W \quad (2.3)$$

El coeficiente “ α ” representa la absorptividad de la superficie del material, la cual al tomar en cuenta que el sol será nuestra principal fuente de calor, será nuestro parámetro de diseño. Expandiendo los términos de la ecuación 2.3 obtenemos:

$$0 = \left[\alpha \left((\dot{Q}_{dir} + \dot{Q}_{alb}) + (\dot{Q}_{gnd} + \dot{Q}_{atm}) \right) - \dot{Q}_{emi} \right] + \dot{Q}_{con} + W \quad (2.4)$$

De donde:

$$\dot{Q}_{dir} = (FAI + At) I_{sfx} \quad (2.5)$$

\dot{Q}_{dir} representa el flujo de calor directo del sol, el cual está dado por “ I_{sfx} ” que es el flujo solar constante (1350w/m²) multiplicado por el área expuesta a dicho flujo.

$$\dot{Q}_{alb} = a (FAI + Ad) I_{alb} \quad (2.6)$$

\dot{Q}_{alb} es el flujo por radiación solar de albedo el cual simplemente es el flujo solar multiplicado por el factor de albedo “ a ” que dice qué porcentaje de la radiación solar está rebotando de nuevo hacia la atmósfera.

$$\dot{Q}_{gnd} = Ad I_{gnd} \quad (2.7)$$

Q'_{gnd} es el flujo de radiación infrarroja que viene de la tierra hacia el instrumento, para el dato del flujo se tomaron datos experimentales previos de mediciones hechas en vuelos con globos estratosféricos[11].

$$\dot{Q}_{atm} = AI I_{atm} \quad (2.8)$$

Q'_{atm} es el flujo de radiación infrarroja que se encuentra dispersa en la atmósfera.

$$\dot{Q}_{con} = A_T \dot{h} (T_s - T_{amb}) \quad (2.9)$$

Finalmente Q'_{con} es el flujo de calor debido al intercambio de calor gracias a la convección con el aire, donde h ha sido tomado de la literatura para dicha altura y se considera que interactúa en todas las paredes del sistema [12].

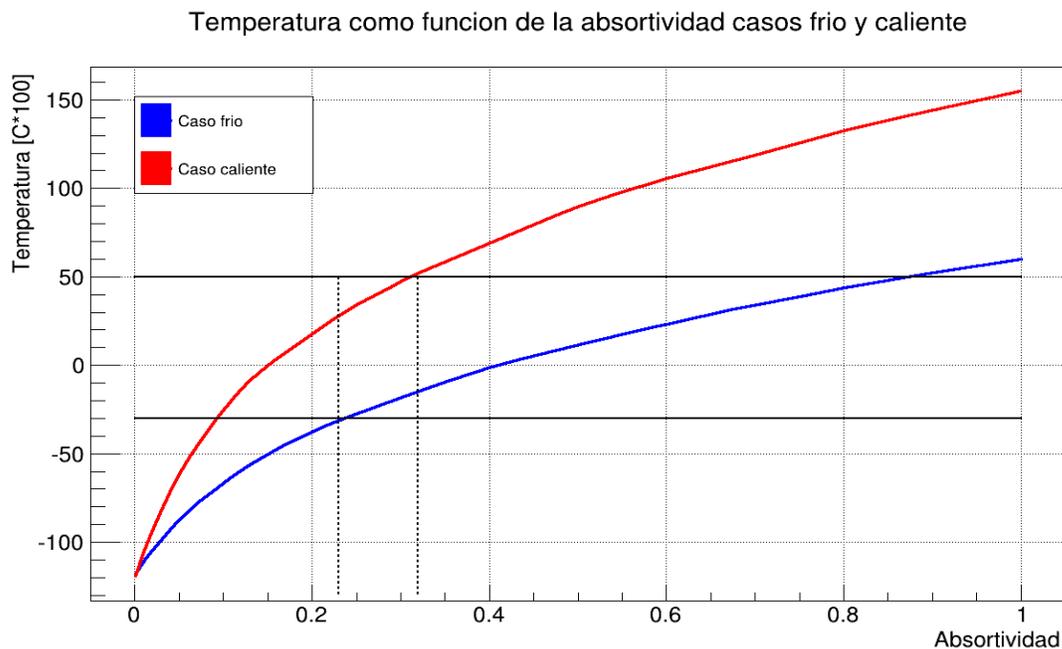


Figura 6: Gráfico con la temperatura promedio del instrumento (T_s) en estado estacionario en el punto de mayor altitud de vuelo dada como función de la absortividad del recubrimiento exterior, se presenta tanto para el caso frio como para el caso caliente.

El gráfico anterior de la figura 6 muestra las temperaturas que alcanza el instrumento en

vuelo cuando llega al estado estacionario, el eje x muestra la absorptividad del material y el eje y muestra las temperaturas en grados Celsius, las rayas negras horizontales muestran los rangos de temperatura en los que es seguro operar el instrumento (-30°C a 50°C), asimismo las rayas punteadas verticales muestran los rangos de absorptividad en que el instrumento se adapta al rango de temperatura requerido para ambos casos. Este resultado nos deja ver a grandes rasgos la importancia de la absorptividad del recubrimiento exterior del instrumento pues regulará la entrada de calor por radiación solar. En el caso caliente, donde tenemos un factor de albedo de 0.9 (es decir un 90% de la radiación proveniente del sol es reflejada de nuevo hacia el espacio), podemos apreciar que hay una gran volatilidad en las temperaturas con los cambios en la absorptividad del material, esto debido a que el flujo solar es casi del doble que si no hubiera albedo, es decir, en este caso el flujo solar no es sólo de $1350[\text{w}/\text{m}^2]$ sino se le suma 0.9 veces $1350[\text{w}/\text{m}^2]$ a algunas caras por la radiación que es rebotada de la tierra.

Para el caso frío la diferencia principal es que tenemos un albedo mínimo de 0.16 con lo que el flujo total aproximado es considerablemente menor. Como se puede apreciar, a diferencia del caso caliente, se tiene un rango mucho más amplio de valores con los que se cumplen los rangos temperatura deseados, algo que es esperado pues al existir un albedo menor, el flujo total por radiación aproximado es mucho más pequeño, casi la mitad, del flujo que se tiene en el caso anterior con lo cual un cambio en la absorptividad del dispositivo generará cambios menos bruscos que en el caso caliente.

Al analizar ambos casos encontramos que existe un rango de coincidencia en el cual, en ambos casos (frío y caliente), se mantendrá una temperatura óptima en el instrumento, dicho rango de coincidencia va de valores de absorptividad entre 0.23 y 0.32.

Al revisar la literatura encontramos que la pintura blanca tiene una absorptividad solar de 0.26 [13]. La cual nos deja en el punto perfecto para conservar el instrumento en el rango de temperaturas seguras, con lo cual a través de este análisis asumimos que el recubrimiento perfecto para mantener la integridad térmica del instrumento es utilizar pintura blanca y por tanto este material será usado como propiedad óptica para análisis numéricos que se realizarán más adelante.

Este análisis será nuevamente expuesto de forma breve en el análisis de resultados, sin embargo, se considera importante mencionarlo en este punto a fin de entender el porque se decidió el uso de pintura blanca en el modelo.

2.3 Análisis complejo por métodos numéricos

Como se planteó anteriormente se realizó un análisis utilizando métodos numéricos ya teniendo como referencia los resultados del cálculo analítico simplificado. Para esta simulación se hizo uso de un software especializado muy utilizado en el área aeroespacial, debido a sus capacidades en el cálculo de transferencia de calor por radiación, conocido como *Thermal Desktop* con su módulo *RadCad* [7]. A continuación se presentan las consideraciones hechas al realizar el modelo.

2.3.1 Fecha de lanzamiento

En la comunidad de ingeniería espacial el plan de vuelo es uno de los factores fundamentales que se deben respetar desde principio a fin, esto debido a que muchas veces las condiciones para el lanzamiento solo pueden ser cumplidas en tiempos muy específicos. El caso de los vuelos suborbitales con globos estratosféricos no es la excepcion y aunque se tiene mayor flexibilidad, sólo en ciertas épocas del año se cumplen las condiciones óptimas de lanzamiento. Dichas condiciones se cumplen a mediados de Agosto cuando comienzan los cambios en la atmósfera para el cambio de estación y las corrientes de aire son propicias para los lanzamientos por lo que el vuelo se programó a esas fechas.

En el caso de nuestro instrumento el lanzamiento quedó acordado para Agosto entre los días 15 y 20 al amanecer para acabar al atardecer. Esto es, el lanzamiento se espera alrededor de las 9:00 am. Después del lanzamiento el globo asciende por aproximadamente dos horas hasta alcanzar una altitud tope de 30 km o 100,000 ft. El globo permanece en vuelo hasta el anochecer, un tiempo aproximado de vuelo de 36,000 s, para después descender rápidamente hacia el suelo nuevamente.

Thermal Desktop posee la capacidad de establecer las condiciones de radiación y posición solar a partir de la introducción de la hora de vuelo y órbita a seguir, por lo que en el programa se establecieron los atributos anteriormente descritos. A continuación se muestra en la figura 7 la

órbita a seguir por el instrumento.

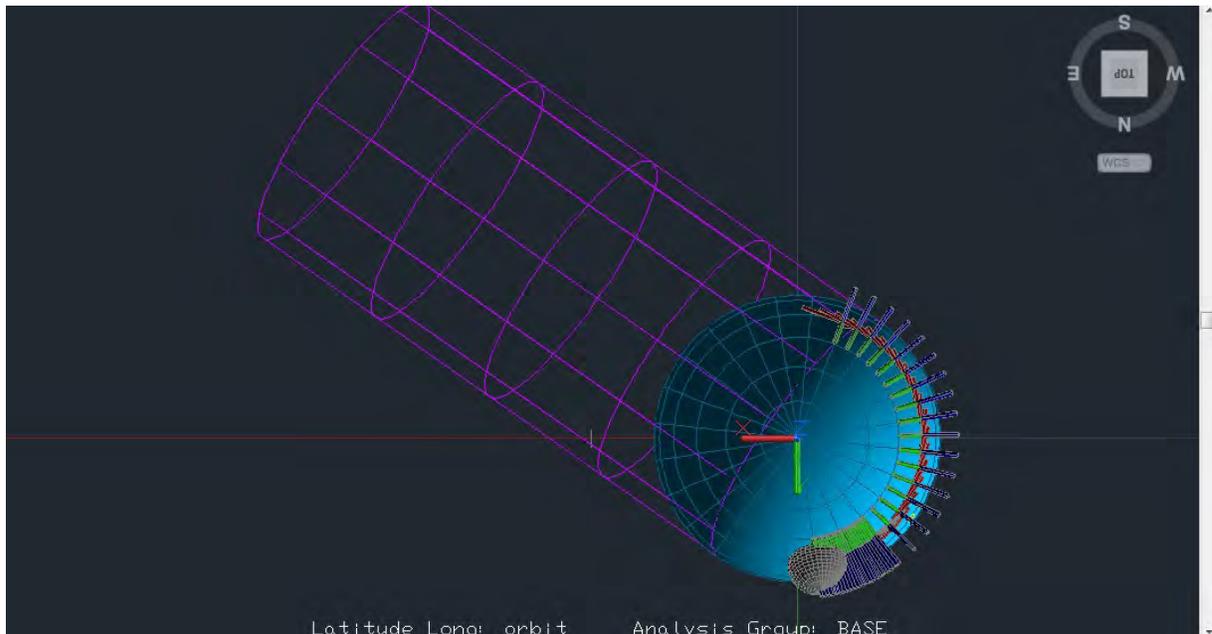


Figura 7: Posiciones orbitales del globo. El globo se puede observar en la primera posición mientras cada sistema de referencia se encuentra en cada posición donde las tasas de calentamiento por radiación solar son calculadas. Los primeros sistemas, los cuales se encuentran más juntos, representan el ascenso, mientras que los espaciados son aquellos cuando el globo permanece a la altitud máxima.

2.3.2 Condiciones ambientales.

Como se comentó anteriormente se consideran dos casos con las temperaturas extremas que se han encontrado experimentalmente (datos recogidos y provistos por CNES en Timmings [11]) dichos perfiles de temperatura extrema nos sirven como referencias de los peores casos posibles y se utilizan en las simulaciones.

El ambiente en la simulación es considerado como un nodo de frontera, es decir un nodo de masa infinita, el cual varia su temperatura. Se tienen datos sobre la altura a la que se encontrará el instrumento dependiendo del tiempo de vuelo, y de acuerdo a la altura se tienen los perfiles de temperatura, con lo cual es posible introducir en la simulación la temperatura del nodo de frontera como función del tiempo de vuelo. En la figura 8 se muestran los perfiles de temperatura para ambos casos.

Perfil de temperaturas para los casos caliente y frio

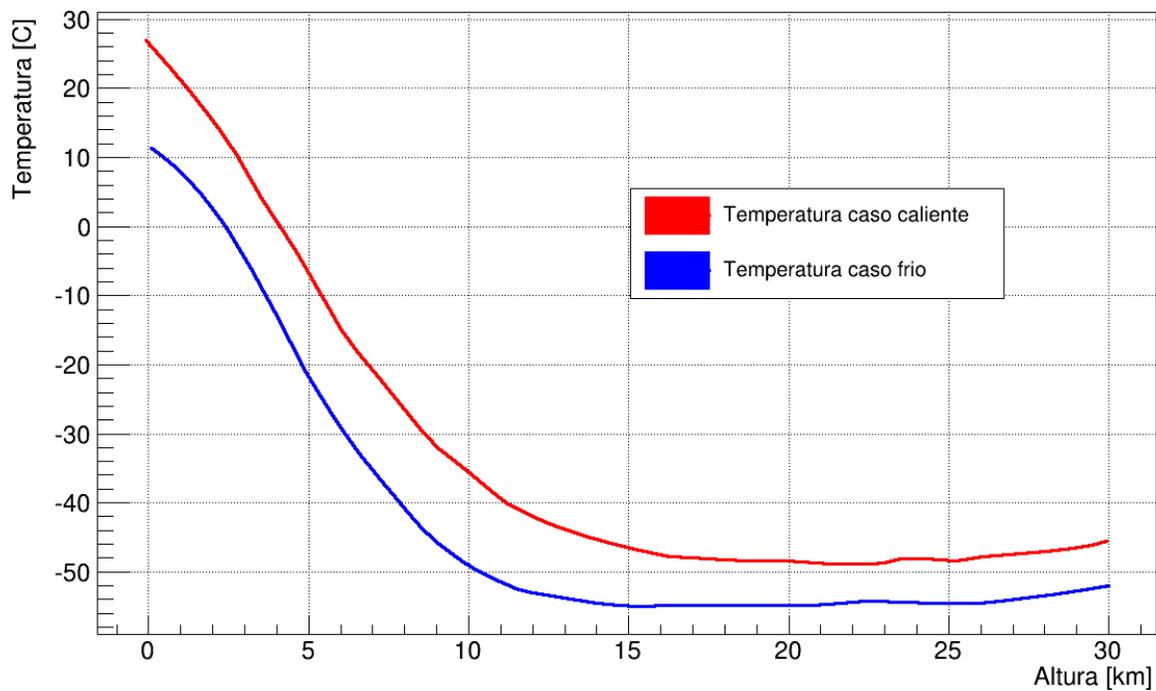


Figura 8: Perfiles de temperatura del ambiente para ambos casos, el eje vertical muestra la temperatura del ambiente en grados Celsius, mientras el eje horizontal muestra la altura en km a la que se da dicha temperatura.

El nodo de frontera es conectado al instrumento y el globo con conectores los cuales simulan la convección natural del aire que conecta el ambiente con el instrumento. El coeficiente de convección del aire es calculado automáticamente por el programa como una función de la presión del aire o presión atmosférica. Dicha presión cambia al igual que la altura a la que se encuentra el globo, con lo cual también puede ser variada de acuerdo al tiempo de vuelo del instrumento, cuando el instrumento alcanza los 7200 s de ascenso la presión atmosférica es mínima y se mantiene estable a 3,000 Pa.

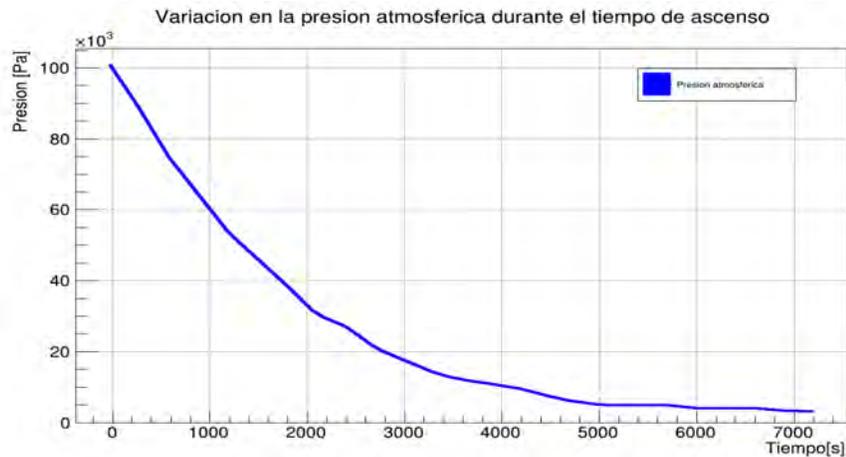


Figura 9: Variación de la presión atmosférica a la que se someterá el instrumento respecto al tiempo durante el ascenso, en el eje vertical encontramos la presión atmosférica, en el eje horizontal el tiempo de vuelo.

2.3.3 Simplificación de la estructura mecánica

La estructura mecánica ha sido simulada respetando la mayoría de sus características reales pero omitiendo aquellas que carecen de relevancia para el modelo térmico, esto es, omitiendo tornillos, pequeños agujeros y tuercas entre otros, las cuales al tratarse de una estructura de aluminio, el cual tiene un alto coeficiente de conducción, no afectan significativamente la transferencia de calor dentro de la estructura. Se ha prestado especial atención en respetar el espesor de las láminas de aluminio así como el respetar los puntos de contacto que existen para no afectar el modelo.

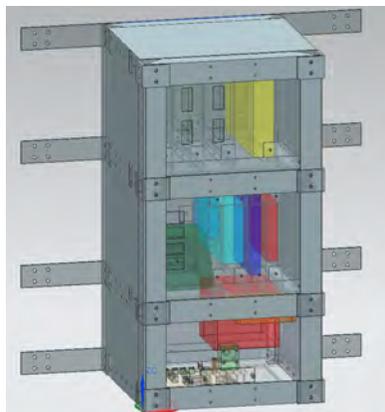


Figura 10: Imagen del diseño mecánico del instrumento(cortesía del Dr. Fernando Velazquez y colaboradores).

La estructura se compone de tres módulos o cajas que contienen la electrónica del sistema y las cuales se encuentran rodeadas por una estructura externa que contiene estos módulos como se

puede apreciar en la figura 11.

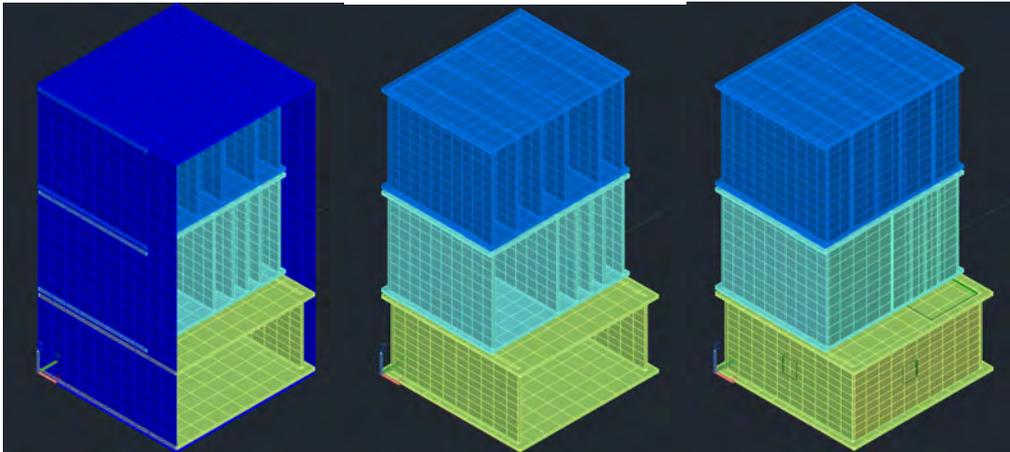


Figura 11: A la izquierda la estructura con las coberturas frontales abiertas, se pueden apreciar por dentro las subdivisiones de cada módulo, al centro las cajas abiertas sin la estructura externa, a la derecha las cajas con su cobertura frontal puesta.

La figura 11 muestra distintas vistas de la estructura mecánica simplificada introducida en el software, pese a las diferencias obvias en la falta de tornillos y otros detalles finos, los contactos y placas principales que componen la estructura son conservados con lo que térmicamente hablando el modelo simplificado es muy similar al modelo mecánico real y no hay necesidad de hacer un modelo más detallado.

Como propiedad óptica de la estructura, factor que antes se ha descrito como de vital importancia en el modelo, se consideró que las paredes exteriores están pintadas con pintura blanca mientras que todas las paredes interiores se tratan como un cuerpo negro. Por otro lado las propiedades térmicas del aluminio y las tarjetas electrónicas fueron consideradas como se muestra a continuación.

| Material | Uso | K [W/K.m] | Cp[J/Kg.K] | Densidad [kg/m ³] |
|----------|---------------------|-----------|------------|-------------------------------|
| Aluminio | Estructura mecánica | 237 | 900 | 2700 |
| FR4 | Electrónica | 17.7 | NA | NA |

Figura 12: Propiedades térmicas de los materiales de PIXQUI.

2.3.4 Componentes electrónicos

Los componentes electrónicos han sido modelados usando láminas de *Thermal Desktop* las cuales tienen un espesor igual a las tarjetas reales y sobre las cuales se han colocado chips. En cada superficie se han aplicado cargas térmicas distribuidas que corresponden aproximadamente al 10% de la disipación en la tarjeta electrónica. Mientras que el resto del calor disipado es aplicado en las pequeñas superficies que simulan los chips electrónicos y los cuales en realidad son los que disipan la mayoría del calor. Es importante destacar que los datos de disipación son datos aproximados dados por los encargados de diseñar las tarjetas, pues la disipación varía dependiendo de la carga de procesos del chip y no es totalmente constante durante todo el vuelo, así mismo hay que decir que se utiliza el mismo contacto térmico para todos los chips (datos obtenidos en la literatura [14]), cosa que sirve como referencia pero tampoco es real pues cada chip tiene un contacto térmico diferente, dependiendo de su tamaño, pines, montado etc.. Para datos totalmente reales de contacto y disipación, sería necesaria una caracterización térmica de cada tarjeta, midiendo sus temperaturas en una cámara de vacío térmico. Debido a lo apretado de los tiempos en el proyecto no ha sido posible realizar dicha caracterización y se ha optado por utilizar un mal contacto térmico en todos los casos e igual para todos los chips que es el peor escenario probable.

A continuación se muestra el modelo con todos los componentes electrónicos así como sus respectivos chips.

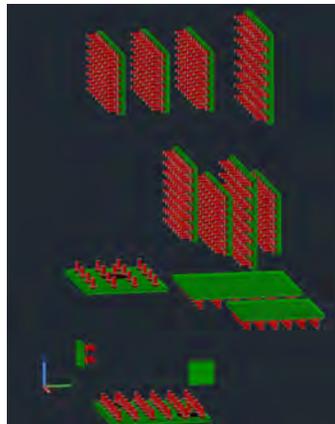


Figura 13: Modelo de las tarjetas de electrónica con sus respectivos chips y cargas térmicas.

2.3.5 Globo

Para simular el globo se utiliza una esfera de 5 metros de radio por encima del instrumento (aproximadamente 1.42 metros por encima) la cual se encuentra también conectada al nodo de frontera que simula el ambiente como se mostró anteriormente y a la cual se le ha aplicado pintura blanca como propiedad óptica externa, además el globo se considera que se encuentra emitiendo radiación infrarroja la cual interactúa con el instrumento. La figura 14 muestra un dibujo del globo con el instrumento por debajo.

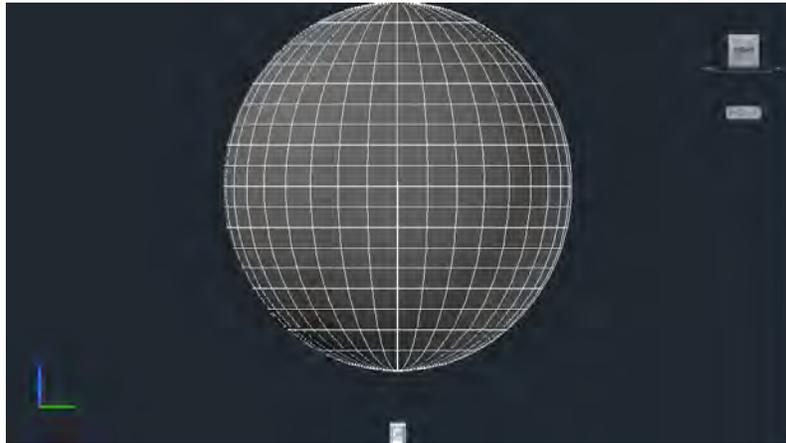


Figura 14: Captura de pantalla del globo utilizado en la simulación, se puede apreciar el instrumento localizado por debajo de este.

2.3.6 Tazas de calentamiento y radiación

Para el modelo son consideradas las tasas de calentamiento debidas a la radiación solar, las cuales son calculadas gracias a *Thermal Desktop* de acuerdo a la fecha, hora y posición del instrumento en el momento del vuelo, con lo que se toma en cuenta el factor de forma del instrumento que se encuentra expuesto al sol y considerando un flujo promedio de radiación solar de 1354 W/m^2 . Para asegurar un calentamiento más homogéneo y evitar problemas sobre sombras se utilizó una opción de giro rápido, el cual hace un cálculo considerando que el dispositivo analizado se encuentra rotando durante el vuelo y así se asegura un calentamiento homogéneo (el giro es en torno al eje vertical por lo que el calentamiento es homogéneo sólo lateralmente). Otro punto que se utilizó en el análisis fue la radiación de albedo, es decir, la radiación solar que rebota de la tierra hacia el espacio nuevamente, la cual puede en algunos

casos casi duplicar la cantidad de radiación que recibe el instrumento. Otra fuente tomada en cuenta es el brillo infrarrojo del planeta, es decir, la radiación infrarroja que emite la tierra, ya que como la teoría lo dice, todo cuerpo con una temperatura mayor al cero absoluto emite calor en forma de radiación térmica. Para el cálculo de este flujo de calor simplemente se estipula la temperatura en la superficie de la tierra y el programa calcula automáticamente el flujo de radiación infrarroja ascendente. Finalmente es considerada la radiación infrarroja difusa en el ambiente para la cual se utiliza un valor de 10 W/m^2 así como el intercambio de radiación dentro del instrumento, este cálculo lo realiza el software utilizando el método de cálculo de trazas por el método de *Monte Carlo* [15].

2.3.7 Resultados de la simulación

A continuación se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones numéricas en forma de gráficas. En dichas gráficas encontramos en el eje x el tiempo transcurrido desde el lanzamiento en la simulación y en el eje y tenemos la temperatura expresada en grados Celsius. A continuación se muestra un esquema de referencia con los componentes así como sus respectivas disipaciones.

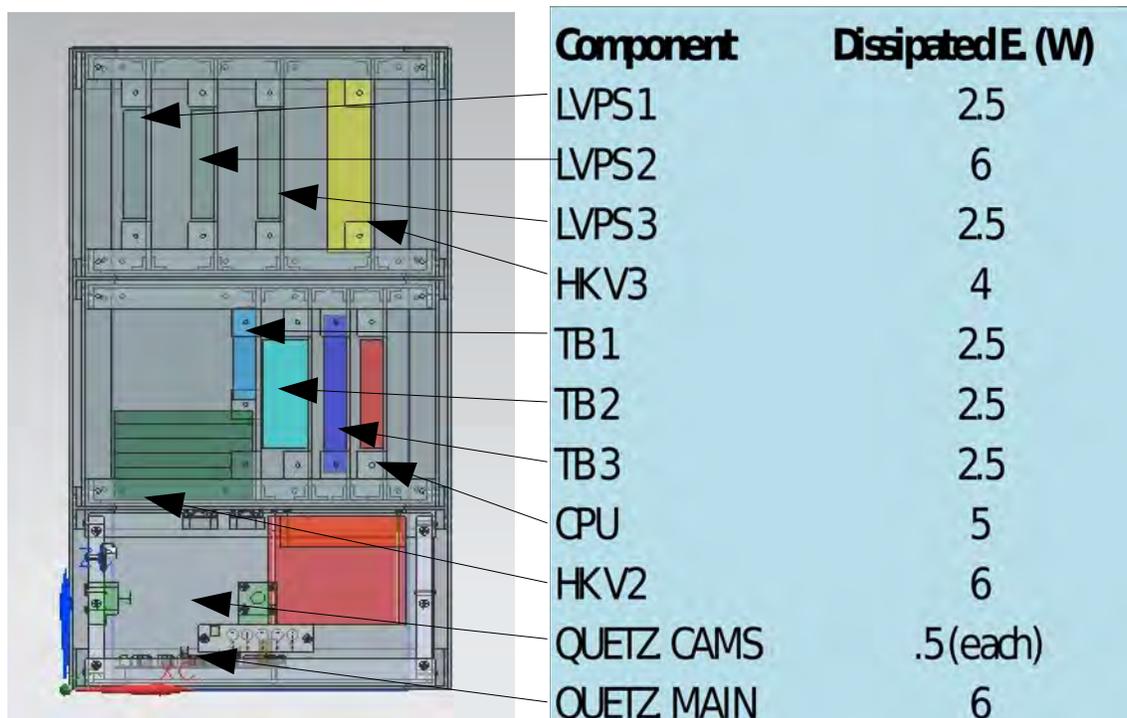
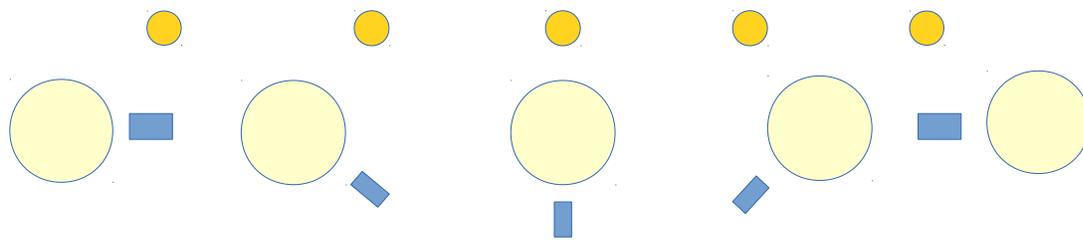


Figura 15: Distribución de los componentes electrónicos dentro de la carga útil con sus respectivas disipaciones consideradas en la simulación.

Caso Frío



Temperatures on chips Cold case

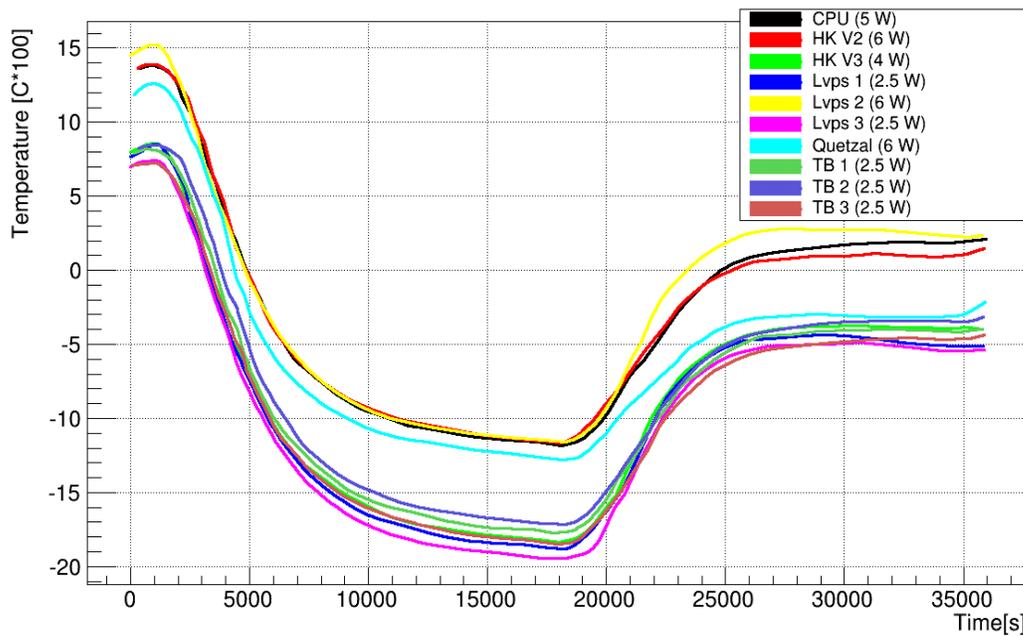


Figura 16: Resultado de la simulación mostrando la temperatura de los componentes electrónicos a través del tiempo para el caso frío, por encima podemos apreciar un esquema que muestra de forma ilustrativa la posición aproximada del sol con respecto al globo y la estructura mecánica dependiendo el tiempo en vuelo.

Visualización de isocontornos de temperatura en estado estacionario en el suelo

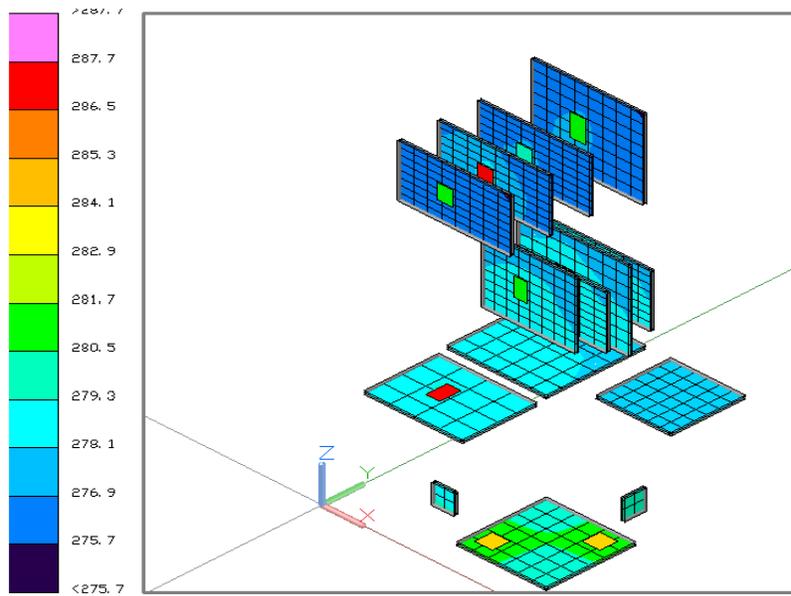


Figura 17: Captura de pantalla del estado estacionario en el suelo

Visualización de los isocontornos de temperatura en estado estacionario en la altitud máxima de vuelo

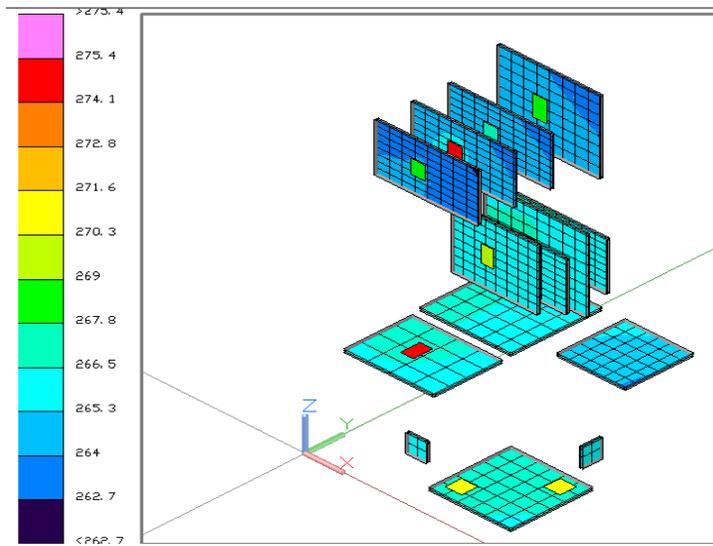
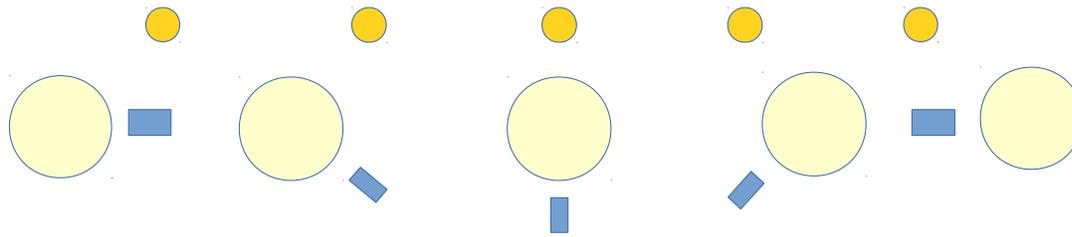


Figura 18: Captura de pantalla en estado estacionario en la altitud máxima

Caso caliente



Temperatures on chips Hot case

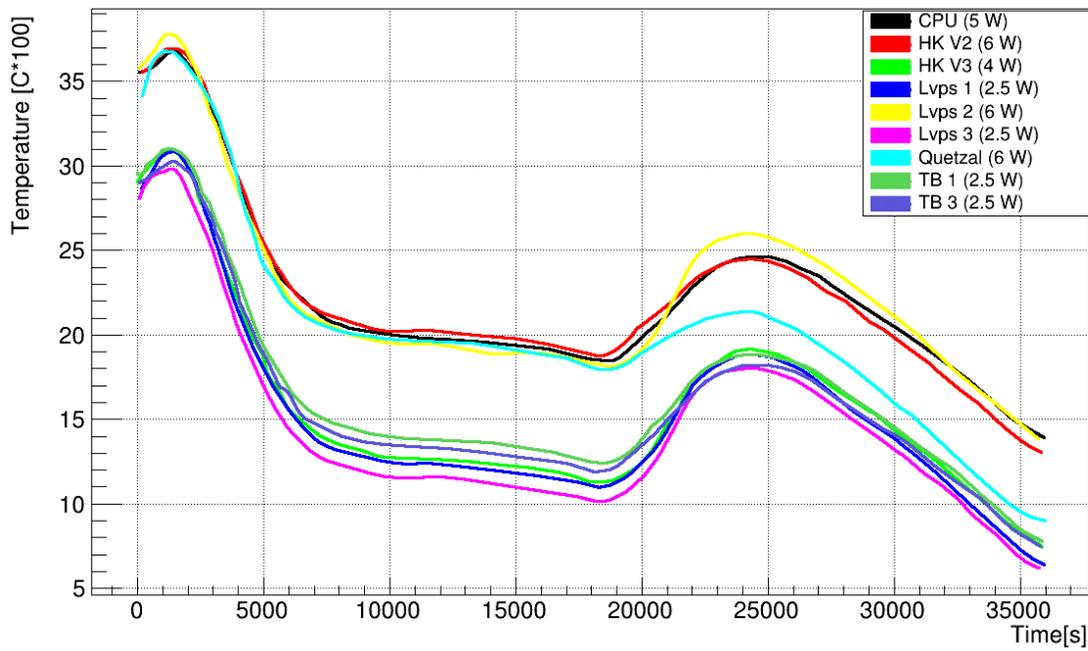


Figura 19: Resultado de la simulación mostrando la temperatura de los componentes electrónicos a través del tiempo para el caso frío, por encima podemos apreciar un esquema que muestra de forma ilustrativa la posición aproximada del sol con respecto al globo y la estructura mecánica dependiendo el tiempo en vuelo.

Visualización de los isocontornos de temperatura en estado estacionario en el suelo

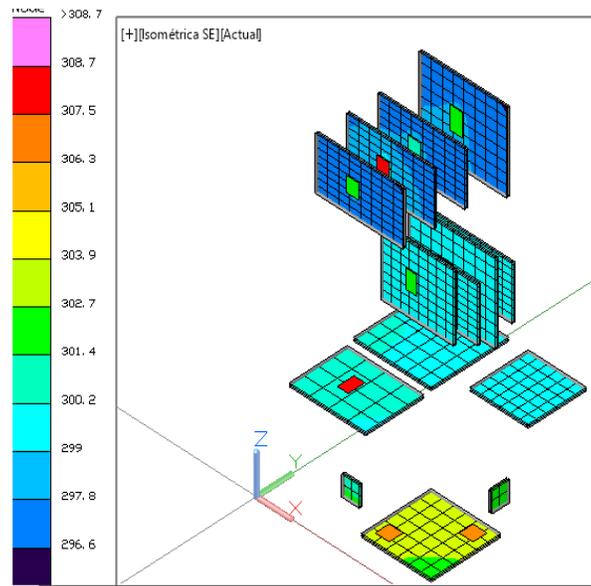


Figura 20: Captura de pantalla del estado estacionario en el suelo

Visualización de los isocontornos de temperatura en estado estacionario en la altitud máxima de vuelo

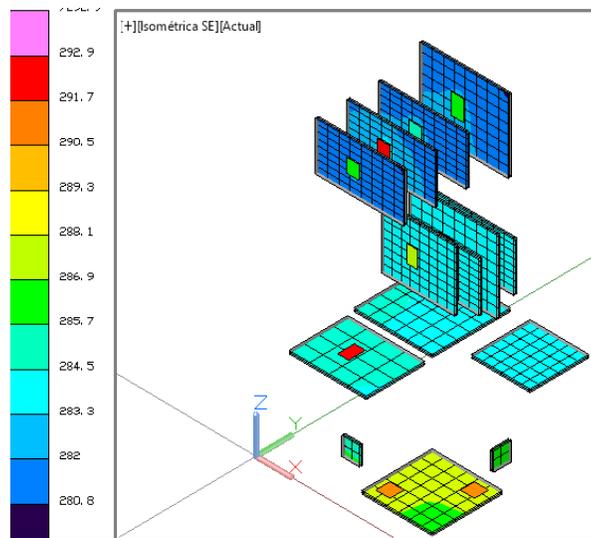


Figura 21: Captura de pantalla del estado estacionario en la máxima altitud

| Componente | Alta tarjeta | Baja tarjeta | Alta en el chip | Baja en el chip |
|----------------------|--------------|--------------|-----------------|-----------------|
| LVPS 1(2.5w) | 27 | -24 | 31 | -19 |
| LVPS 2 (6w) | 29 | -23 | 38 | -11 |
| LVPS 3 (2.5w) | 27 | -23 | 30 | -19.5 |
| HK V3 (4w) | 27.5 | -24 | 31 | -18 |
| TB 1 (2.5w) | 28.5 | -21 | 31 | -17.5 |
| TB 2 (2.5w) | 29 | -21 | 31.5 | -17 |
| TB 3 (2.5w) | 28.5 | -21 | 30.5 | -18 |
| CPU (5w) | 30 | -21 | 37 | -11.5 |
| HK V2 (6w) | 29.5 | -20 | 37 | -11.5 |
| QUETZ C (.5w) | 31 | -20 | NA | NA |
| QUETZ M (6w) | 33 | -17 | 38 | -13 |

*Temperaturas dadas en grados Celcius

Figura 22: Tabla con el resumen de las temperaturas alcanzadas en las simulaciones

2.3.8 Análisis de la absortividad

Como se estableció antes con el modelo analítico nuestro factor de diseño es la pintura exterior del instrumento, con el fin de remarcar su importancia se hizo un comparativo utilizando la simulación numérica sobre cuáles son las mayores temperaturas alcanzadas si variamos la absortividad térmica del recubrimiento exterior. Dicho comparativo se hizo utilizando el modelo en el caso caliente pues es en este donde se tiene mayor impacto ya que el albedo es máximo y por tanto la radiación recibida es casi el doble que en el caso frío.

Temperaturas maximas con diferentes valores de absortividad

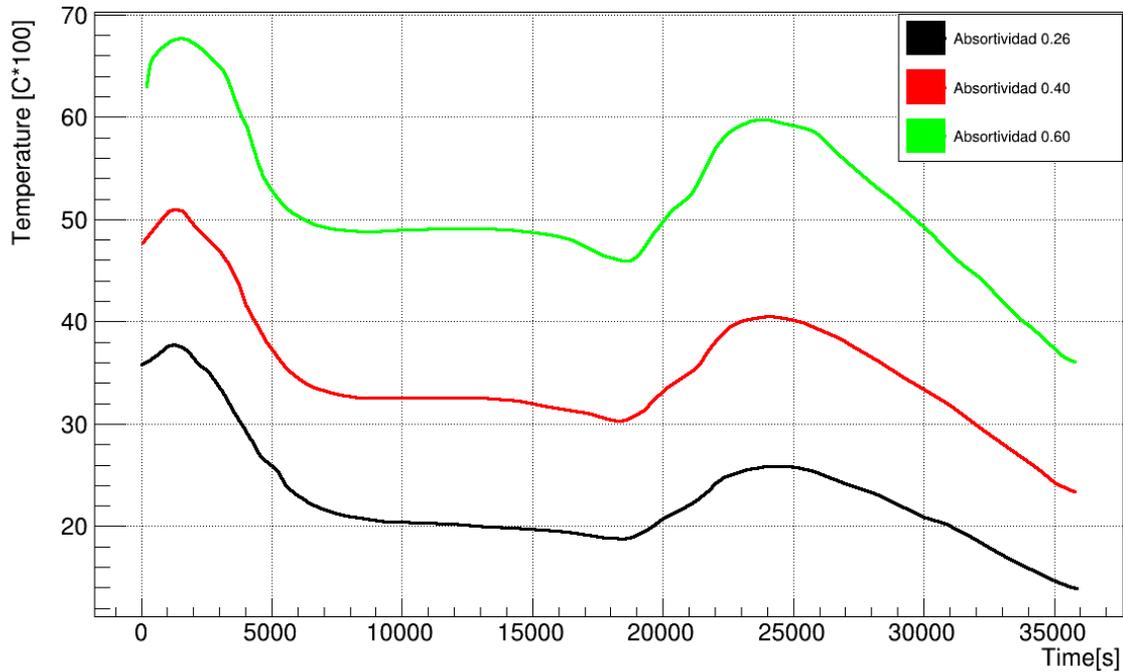


Figura 23: Gráficas de las temperaturas de los nodos de mayor temperatura a través del tiempo para diferentes valores de absortividad térmica del modelo.

Como se puede ver en la gráfica de la figura 23 la temperatura máxima alcanzada incrementó aproximadamente 30°C con un cambio en la absortividad de 0.34, este resultado remarca la importancia de la absortividad exterior en el modelo con lo que confirmamos que nuestra carga será pintada con pintura blanca en el exterior para disminuir el riesgo de calentamiento.

2.4 Datos reales de vuelo



Figura 24: Imagen de la góndola de la NASA preparada con PIXQUI montado en su interior.

El vuelo se realizó el día lunes 19 de septiembre de 2013 en las instalaciones de la NASA localizadas en “Fort Sumner” en el estado de Nuevo México E.E.U.U. Como parte de la misión estudiantes del ICN así como de la FI viajaron a dichas instalaciones para hacer la integración del instrumento. Antes del vuelo se preparó el instrumento mexicano y fue colocado dentro de una góndola, la cual cargaba otros diferentes instrumentos de medición y prueba.

Durante la preparación del instrumento se realizó un chequeo de los sistemas de medición ,asimismo se colocaron los termistores que harían la medición de las temperaturas dentro del vuelo en puntos estratégicos, como los chips que más disipan de cada tarjeta, así como en las paredes interiores de los compartimientos de la carga útil. En la figura 25 se muestra dicha ubicación

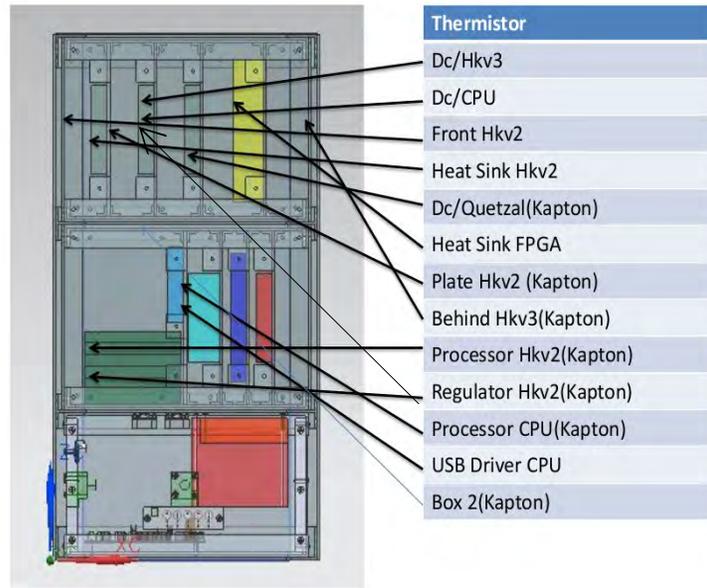


Figura 25: Ubicación de los termistores dentro de la carga útil

Como se puede apreciar la ubicación de los componentes varió ligeramente a lo que se tenía previsto ya que hubo un cambio en el modelo poco tiempo antes del lanzamiento, la estructura mecánica permaneció la misma mientras que la ubicación del CPU cambió al mismo compartimiento donde el Hkv2 y el *Testbench 1*.

Una vez que se hizo la preparación el instrumento fue anclado a la góndola como se muestra en la figura 26.



Figura 26: Instrumento una vez colocado en la góndola de la NASA.

El día del vuelo, aproximadamente 6600 segundos antes del lanzamiento, se hizo el encendido del módulo mexicano con lo que se los instrumentos comenzaron a grabar los datos

obtenidos de temperatura, en algunos de los gráficos mostrados en las siguientes figuras se encontrará una línea negra vertical la cual muestra el momento del lanzamiento como referencia.



Figura 27: Lanzamiento de un globo utilizado para vuelos estratosféricos

Asimismo se contó con datos de telemetría provistos por NASA los cuales fueron encendidos después, aproximadamente a los 4400 segundos de haberse encendido el sistema de datos de la carga mexicana. Los datos han sido provistos en formato de archivo de texto y para su visualización ha sido utilizado el software libre “Root” y los cuales para una mejor visualización han sido acoplados a los tiempos de encendido y apagado de acuerdo a la misma línea de tiempo.

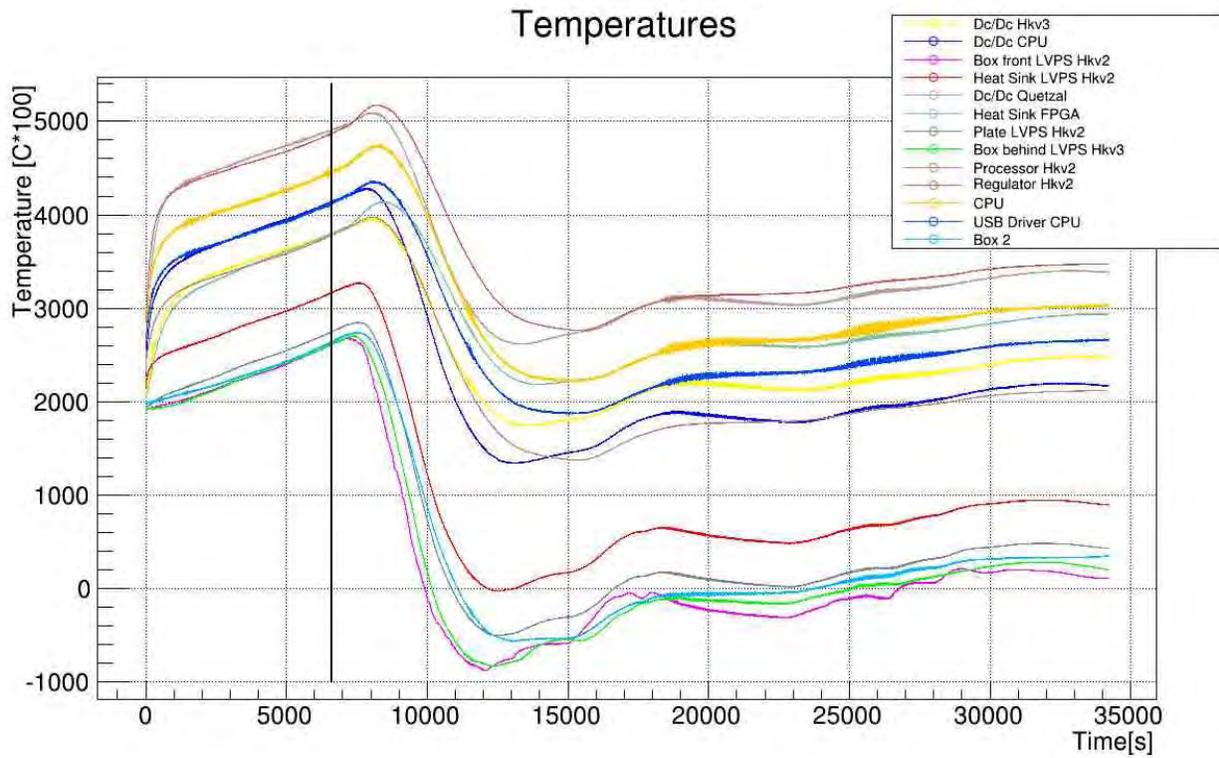


Figura 28: Temperaturas reportadas por los termistores durante el vuelo.

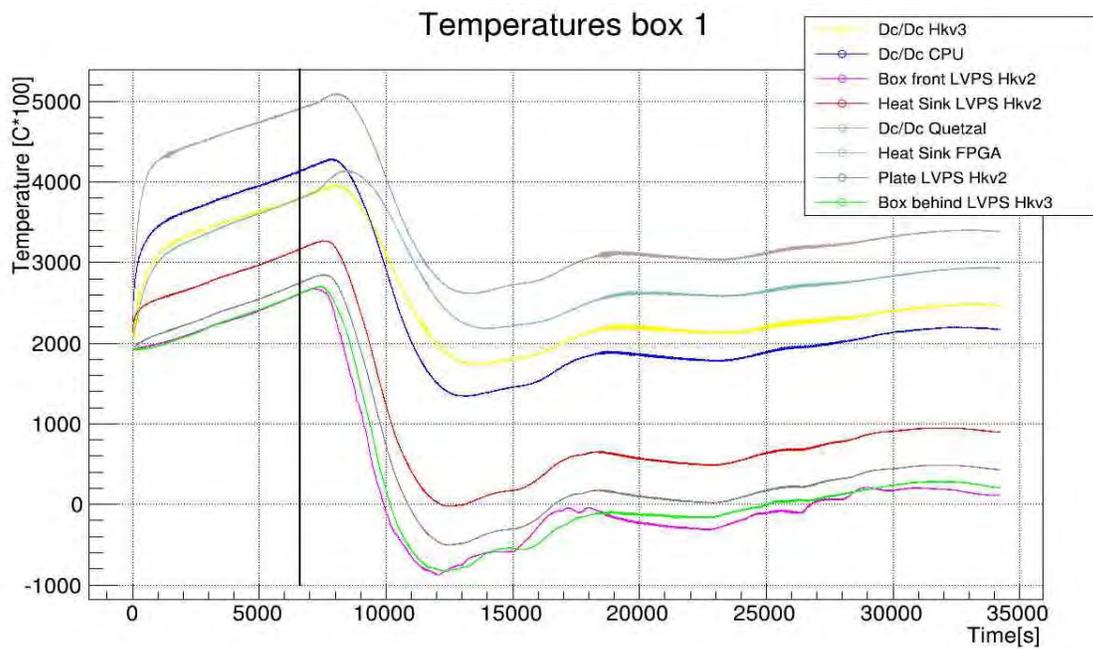


Figura 29: Temperaturas de los termistores colocados en el modulo superior del instrumento mexicano.

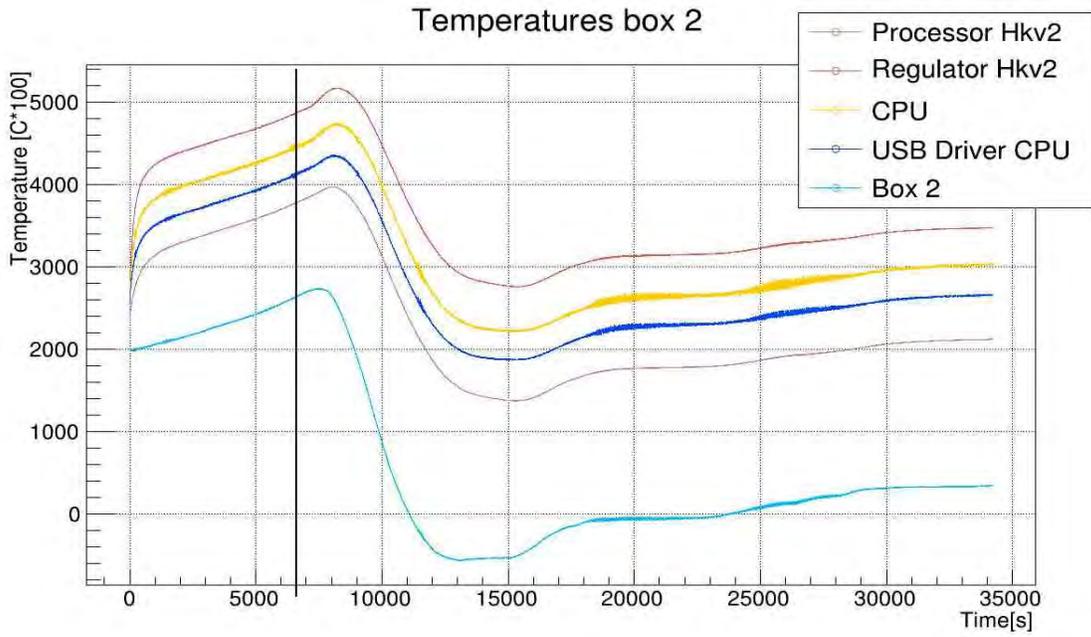


Figura 30: Temperaturas reportadas por los termistores encontrados en el segundo módulo de la carga mexicana.

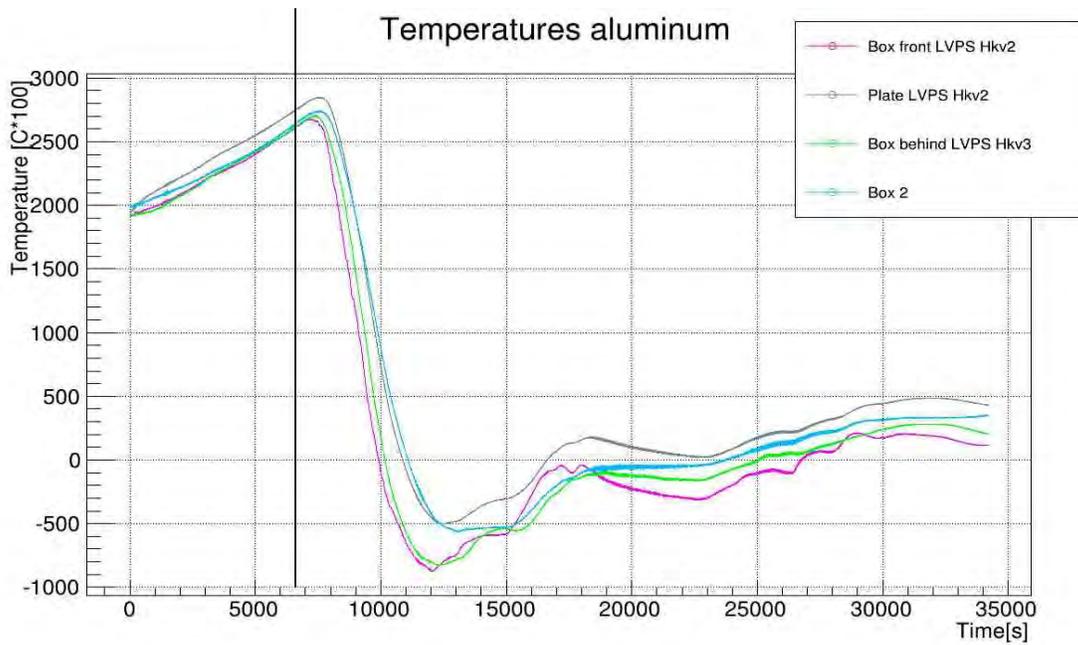


Figura 31: Temperaturas reportadas por los termistores colocados en superficies de aluminio.

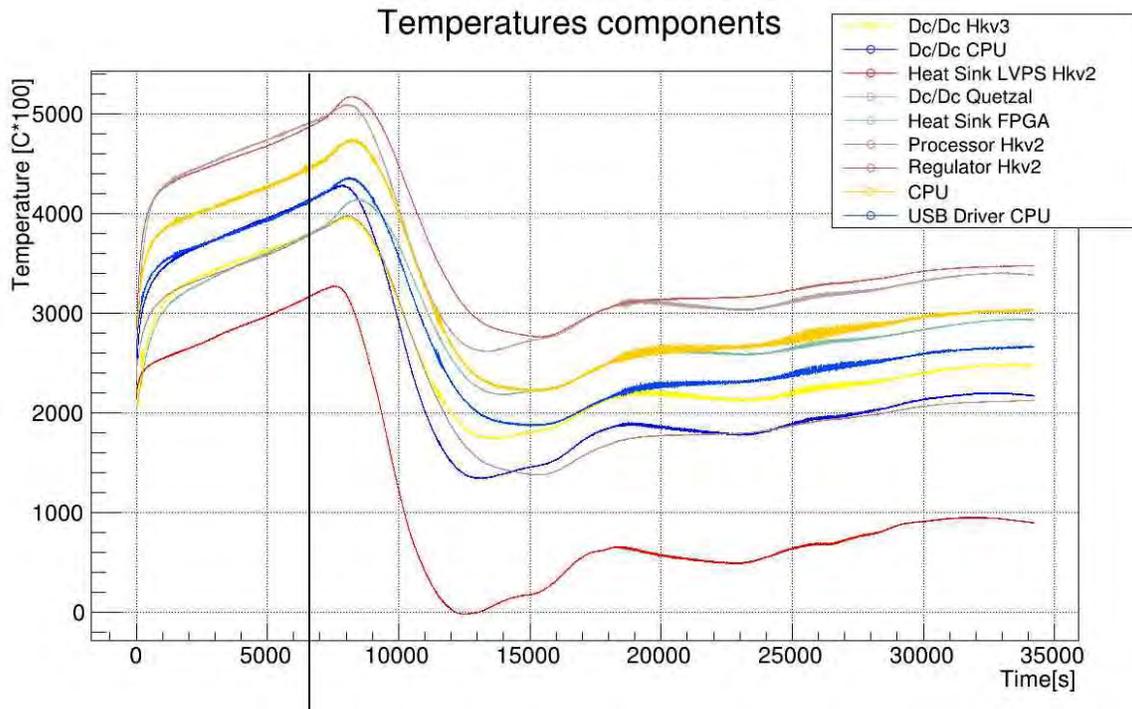


Figura 32: Temperaturas reportadas por los termistores encontrados sobre chips o disipadores de los componentes electrónicos.

2.5 Análisis de resultados

2.5.1 Resultados analíticos

Los resultados obtenidos en el estado estacionario calculado por métodos analíticos nos arrojaron resultados importantes en cuanto a la pintura exterior como factor de diseño. En primer lugar se puede observar la gran importancia que tiene el escoger la temperatura exterior para mantener el dispositivo en el rango de temperaturas correcto, esto es, mantener en el interior la temperatura idónea para que la electrónica no corra riesgo de fallas debido a altas o bajas temperaturas.

A razón de tener un rango de temperaturas de referencia y basándose en las capacidades de la electrónica de calidad industrial se ha establecido que el rango seguro de temperaturas va de -30°C a 50°C , en general la electrónica puede soportar 85°C , sin embargo es importante en este primer análisis tener un buen margen de temperatura pues como se comentó anteriormente se trata de un valor de análisis simplificado. Estos márgenes han sido marcados con líneas horizontales y verticales en la solución para poder observar su correspondiente absorptividad en los límites.

Para el primer caso, el caso caliente, tenemos que los márgenes de temperatura se cumplen con valores de absorptividad en la superficie que van de 0.1 a 0.3. Este caso parece ser crítico pues en el caso caliente, como se ha comentado anteriormente, se tiene una radiación solar total debido al albedo y a la directa de casi 2600 W/m^2 lo cual sin duda alguna es el mayor factor de calentamiento del dispositivo y quien gobernará el comportamiento térmico del dispositivo. En este caso nos dice que la absorptividad térmica debe ser muy pequeña por lo que basados en los datos sobre diferentes absorptividades en las pinturas se llega a la conclusión que para mantenerse en este rango se requiere de pintura blanca la cual tiene una absorptividad de 0.26 [16]. Algo que es importante remarcar de este caso es la gran volatilidad de las temperaturas con respecto a los cambios de absorptividad externa, como se puede ver en la gráfica de la figura 6, si el dispositivo fuera pintado de negro externamente estaría alcanzando temperaturas de 147°C valor que nos deja muy por encima de lo que el dispositivo puede soportar.

El segundo caso de análisis, el caso frío, tenemos mayor flexibilidad en el rango de temperaturas soportadas, esto debido a que la radiación recibida esta en el orden de 1600 W/m^2 lo cual es mucho menor a lo esperado en el caso caliente y lo cual nos deja en un rango de absorptividades de entre 0.2 y 0.8, como hemos encontrado el caso caliente cobra mayor relevancia en el cuidado de los componentes pues es más crítico y estrecho el rango de absorptividades en que se tiene en un rango seguro al dispositivo y debido a que la pintura blanca tiene una absorptividad de 0.26, queda en ambos casos en el rango deseado, se decidió que todo análisis será utilizando pintura blanca exterior, en miras de que el prototipo experimental se hiciera con este mismo recubrimiento.

2.5.2 Simulación numérica

La simulación numérica arrojó varios resultados interesantes en cuanto al comportamiento del sistema. En primer lugar tenemos el modelo como un sistema en que las temperaturas se mueven en todos los puntos casi uniformemente, esto es cada línea que representa a un nodo se mueve de forma casi paralela a como se mueven las demás líneas de temperatura, esto nos dice que el aluminio distribuye el calor rápidamente dentro de todo el sistema y simplemente hay pequeños retardos por la conducción y el contacto que existe con los componentes electrónicos.

Para el caso frío podemos apreciar que el comportamiento es diferente al caso caliente y esta

diferencia radica principalmente en el factor de la radiación de albedo como se explicará a continuación. Como se puede ver en la figura 16, en un principio el modelo parte de una alta temperatura la cual es la temperatura ambiente en el suelo, de dicha temperatura inmediatamente hay un muy ligero incremento debido a que en la hora de la mañana al estar lateralmente el sol hay una buena incidencia solar lateral e inmediatamente después viene un decremento fuerte en las temperaturas del dispositivo, este decremento se debe principalmente a que el globo al ascender está en contacto con la atmósfera la cual baja de temperatura también muy rápidamente como se vio en los perfiles de temperatura usados. Aunado a esto se tiene que el globo, al estar pintado de blanco y al estar cerca del instrumento en el modelo comienza a hacer sombra sobre el instrumento, lo cual causa que siga el decremento de temperaturas aún cuando la temperatura exterior ya esté estable, aunque con una pendiente un poco menor hasta que se alcanzan los 18,000 segundos, punto en el que el instrumento queda expuesto al sol debido a que al avanzar el día las sombras van cambiando de posición y la del globo deja de caer en el instrumento. En este punto se observa un fuerte incremento en las temperaturas del instrumento hasta alcanzar otra temperatura más elevada.

En el caso caliente, como se puede observar en la figura 19, el comportamiento es similar en un principio, se parte de una alta temperatura en el suelo y hay un pequeño calentamiento debido al sol pero una vez que el modelo va adquiriendo altura el ambiente se va enfriando rápidamente con lo que hay una disminución fuerte en las temperaturas del dispositivo, sin embargo podemos ver que las temperaturas no disminuyen tan drásticamente como en el caso frío, esto se debe al hecho que se tiene un factor de albedo fuerte, y aunque el globo está haciendo sombra a la radiación solar directa, no existe un bloqueo a la radiación de albedo con lo que sigue habiendo una fuente fuerte de calentamiento, de igual forma a los 18,000 segundos se tiene que el globo deja de hacer sombra por lo que en ese momento se tiene albedo y radiación directa y hay un rápido calentamiento del dispositivo, finalmente después de este calentamiento a los 25,000 segundos aproximadamente se tiene un enfriamiento debido a que el albedo deja de ser importante en el modelo y el ángulo de reflexión de la radiación solar deja de incidir de forma importante en el dispositivo y sólo se tiene ahora radiación solar directa.

Como se ha visto en ambos casos se tiene que el comportamiento del modelo varió en gran medida debido a la radiación de albedo y al factor de tener un globo en la parte superior haciendo

sombra y este último factor tuvo un papel decisivo en el comportamiento real como se podrá observar más adelante.

2.5.3 Análisis de datos reales

Una vez concluido el vuelo, el dispositivo fue empaquetado cuidando no mover sus componentes y enviado de vuelta a México para el análisis de los datos extraídos. Dichos datos fueron almacenados en la memoria interna del dispositivo y fueron extraídos de dicha memoria posteriormente para su análisis y de esta forma fueron graficados como se mostró anteriormente.

Los datos nos muestran un comportamiento diferente a lo obtenido en las simulaciones numéricas aunque los rangos de temperatura si se comportaron de acuerdo a lo esperado.

Como se puede apreciar en la figura 28 el gráfico parte de que todos los componentes están a la misma temperatura como es de esperarse, pues comienzan en equilibrio con el ambiente, a partir de ahí se separan ya que es encendido el sistema y como se sabe cada componente tiene diferente disipación y diferente contacto térmico, a esto se debe el primer calentamiento inicial, después se tiene una zona de calentamiento constante, este calentamiento se da en el tiempo que el instrumento se encuentra en el suelo y expuesto al sol el cual es un calentamiento parejo en todos los componentes y dura aproximadamente 6600 segundos. Pasado este punto (donde se marca la línea negra) se tiene el lanzamiento del dispositivo, punto donde el dispositivo continúa por breves instantes con inercia del calentamiento debido al sol el cual sigue influyendo directamente, sobre la góndola. A partir de este punto se da un enfriamiento fuerte debido a la baja en la temperatura ambiente la cual se puede apreciar en el siguiente gráfico de la figura 33 donde se la línea negra denota la temperatura real medida del ambiente durante el vuelo.

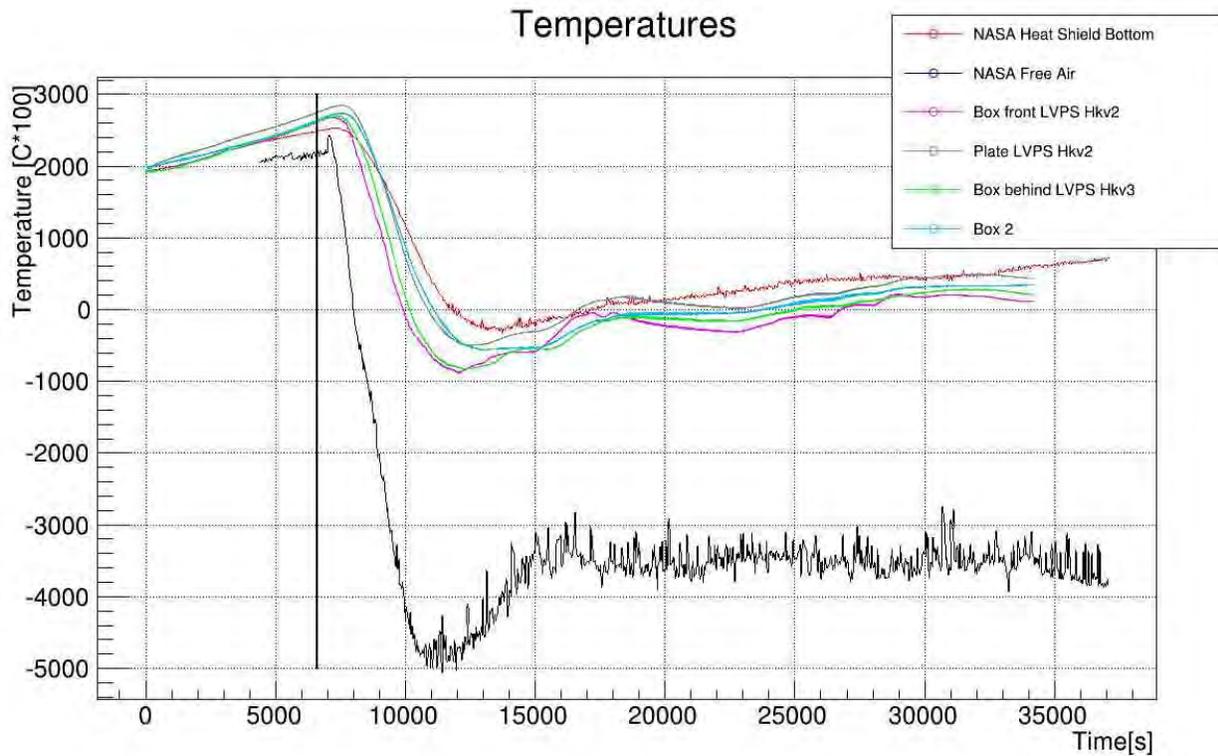


Figura 33: Temperaturas de los termistores colocados sobre piezas de aluminio comparadas con las temperaturas reportadas por nasa en el escudo inferior de la góndola así como con la temperatura del ambiente (gráfica inferior en negro).

Aproximadamente a los 11,000 segundos se aprecia que el ambiente llega a su punto de temperatura mínima y a partir de ahí su temperatura aumenta, este comportamiento lo encontramos también en el instrumento ya que también alcanza su temperatura mínima alrededor de los 11,000 segundos y de ahí tiene una subida un poco pronunciada hasta llegar a los 15,000 segundos aproximadamente, que es el punto donde el ambiente alcanza una temperatura estable ya que se alcanza la altitud máxima de vuelo. A partir de este punto el dispositivo simplemente continúa calentándose lentamente, a excepción de una pequeña zona cóncava del gráfico que es debida a un periodo en el que el instrumento queda más cubierto por la sombra. Si analizamos el gráfico mostrado a continuación donde, además del ambiente, podemos apreciar la temperatura en el escudo inferior de la góndola de la NASA, se puede observar que en dicho escudo no se aprecia dicha concavidad lo cual soporta la idea de que la concavidad se debe a un pequeño periodo de sombra en el instrumento, pues el escudo de radiación inferior al estar siempre por debajo no se encuentra expuesto a dichos cambios por la sombra y por tanto no muestra dicha concavidad. Además en la gráfica se muestra comparada la temperatura promedio en el aluminio

del módulo uno del instrumento mexicano.

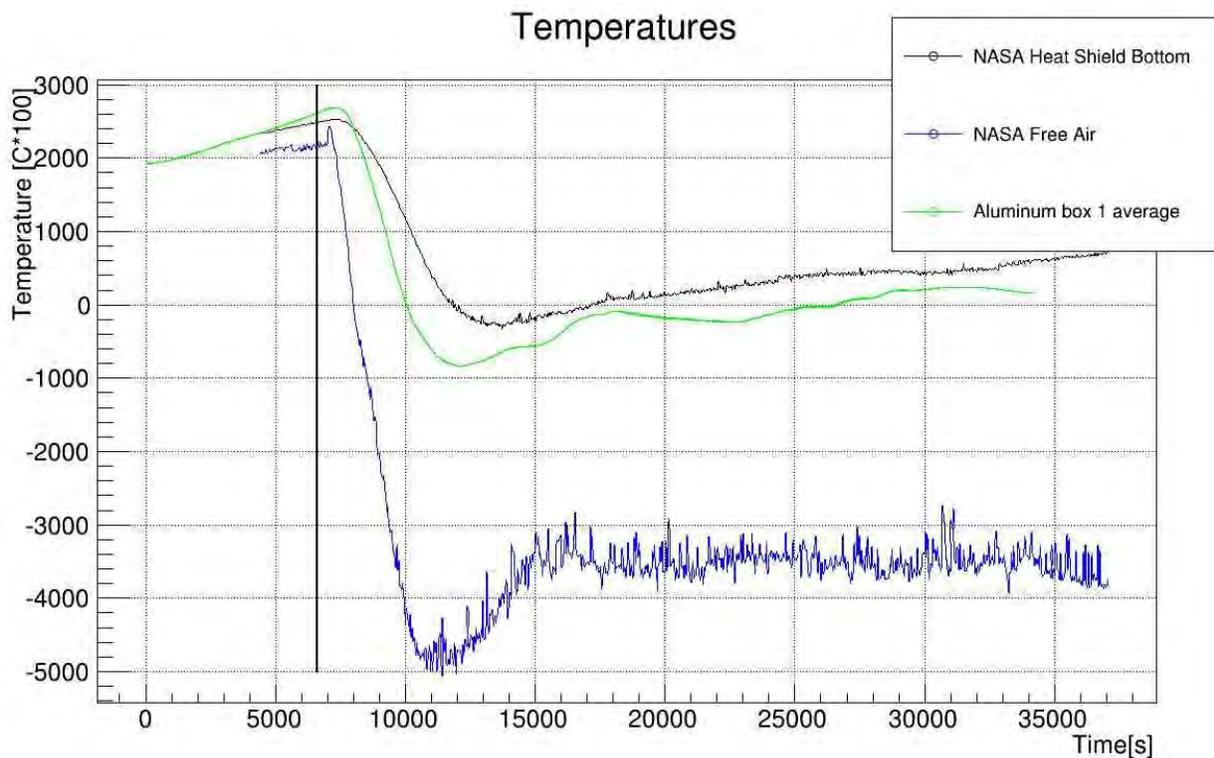


Figura 34: Temperatura promedio en el aluminio del módulo 1 de la carga mexicana comparada con la temperatura del escudo inferior de la góndola y la temperatura ambiente.

El calentamiento continuo se da con una pendiente regular y no muy pronunciada, en esta zona podemos decir que el instrumento, incluyendo la góndola, se comportan como un solo cuerpo calentándose “uniformemente” con lo que la temperatura de toda la góndola sigue dicha tendencia ya que todos se encuentran en contacto. La radiación solar ingresa más calor al sistema del que la convección y la radiación emitida pueden sacar del sistema.

El siguiente gráfico de la figura 35 muestra cómo se da la diferencia de temperaturas entre los diferentes componentes al ser comparadas con la temperatura del aluminio de la caja que las contiene. Como se puede apreciar, al igual que en la simulación numérica, nos corrobora la idea que el sistema se comporta de una forma más o menos uniforme ya que se mantienen las líneas aproximadamente paralelas entre si, sin embargo algo que es notorio en estos gráficos es el hecho si comparamos las deltas de temperatura antes del lanzamiento y después del lanzamiento notamos que en el suelo la delta de temperatura es menor que en aire, esto debido a que la disipación en el suelo es mucho mejor y los componentes electrónicos son capaces de disipar el

calor al aire, dejándolos con temperaturas no tan alejadas del aluminio, sin embargo conforme se eleva el instrumento se eleva la diferencia de temperaturas, punto en el que la convección y conducción por medio del aire dejan de ser actores principales relegados por la radiación y la conducción por medio de las uniones, las cuales son muy malas, causando así que las tarjetas no puedan disipar calor adecuadamente y de esta forma se eleven sus temperaturas, aumentando así la diferencia de temperaturas que tienen con el aluminio. Se puede apreciar que la diferencia de temperaturas tiene un pico aproximadamente a los 10,000 segundos, punto en que la temperatura del aluminio del instrumento está llegando a su mínimo, este pico se puede explicar pensando en que no existe un buen contacto entre las tarjetas electrónicas y el aluminio lo cual hace que las tarjetas electrónicas no se enfríen tanto como el aluminio lo logra y debido a su generación de calor estas se mantienen en ese punto más calientes y no bajan su temperatura tanto como el instrumento, haciendo que la diferencia de temperaturas sea mayor en ese punto.

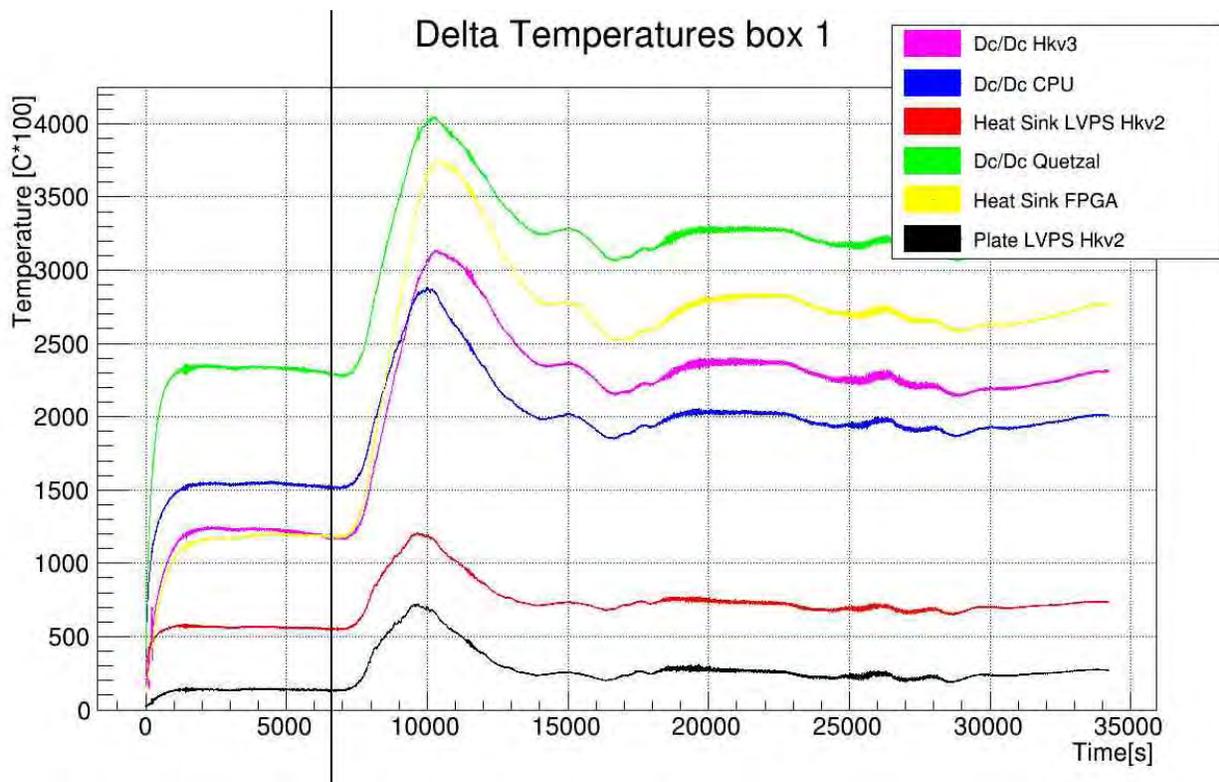


Figura 35: Diferencia de temperaturas entre la temperatura promedio del aluminio en el módulo 1 de la carga mexicana y las temperaturas reportadas en los componentes.

Hay que notar que la temperatura del Hkv2 es la más similar a la temperatura del aluminio, esto se debe a que es este dispositivo donde se colocó la placa de cobre que lo conecta

térmicamente a la estructura de aluminio (ver apéndice I). Como se puede apreciar, el dispositivo paso de ser el que tenía más problemas de calentamiento a ser el dispositivo con menos problemas y con la mejor disipación de calor, confirmando que este puede ser un método de disipación muy efectivo para usar en este tipo de instrumentos.

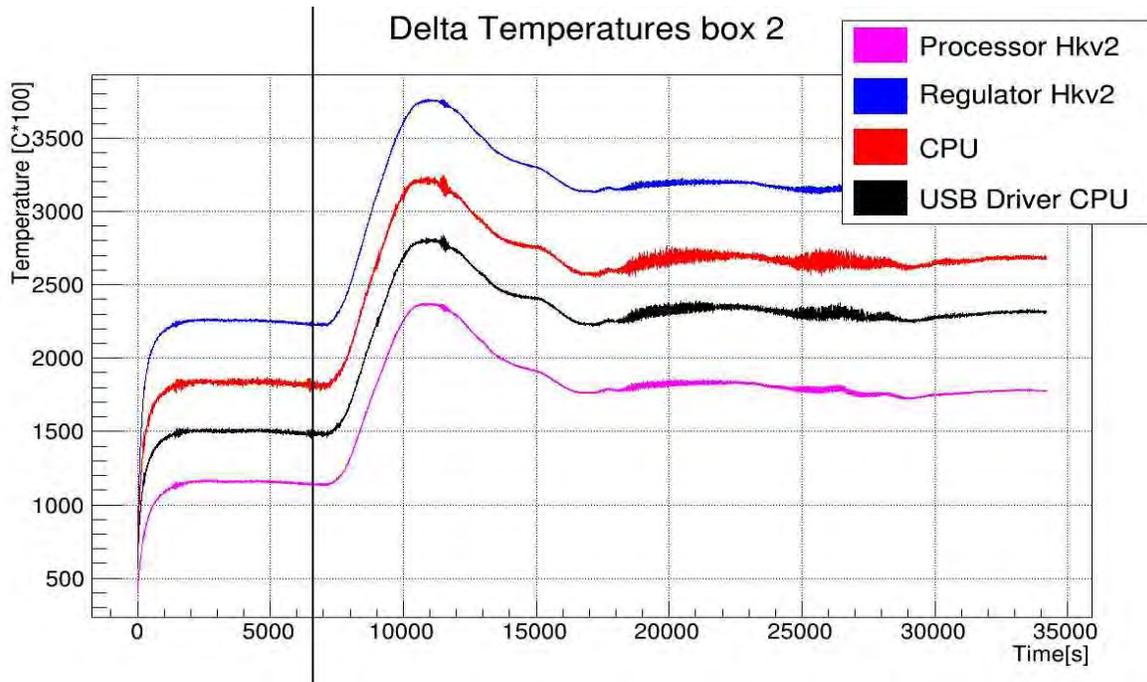


Figura 36: Diferencia de temperaturas entre las temperaturas reportadas en el aluminio del módulo 2 de la carga mexicana y los componentes electrónicos.

Un punto muy importante a mencionar y el cual se advierte, es que en ningún momento los gráficos advierten el efecto de la sombra del globo sobre la góndola, cosa que modificó mucho el comportamiento del instrumento durante las simulaciones ¿Cómo se explica este gran cambio?

El modelo numérico fue hecho sin tener datos reales sobre la góndola que transportaría el instrumento el día del vuelo, por lo que fue supuesto el tamaño del globo y la cercanía además de que no fue tomada en cuenta la góndola para el modelo al desconocerla. El globo en el modelo real del vuelo se trata de un globo casi transparente de grandes dimensiones, como se puede apreciar en la imagen previamente mostrada en los datos reales del vuelo, y el cual se encuentra unido a la góndola por cuerdas de unos 15 metros de largo. Si tomamos en cuenta estos dos hechos y el ángulo de incidencia del sol a la latitud del lanzamiento, resulta claro el hecho que la sombra del globo en ningún momento se encuentra afectando la radiación que recibe el instrumento, y aunque la góndola sí le hace

sombra al instrumento, esta última se encuentra en contacto térmico con el instrumento y tanto la góndola como el instrumento se calientan como un “mismo cuerpo”. Esto contrasta con la simulación, donde el globo simplemente es un sistema separado al instrumento, el cual se calienta pero no transfiere ese calor al instrumento y simplemente le hace sombra bajando su temperatura por periodos.

2.5.4 Segunda simulación

Basándose en los resultados y análisis de datos obtenidos del vuelo real se realizó una segunda simulación utilizando los datos reales de vuelo, esto con el fin de dar más certeza de lo concluido en el análisis de los resultados y ver si los cambios propuestos para concordar con los reales tendrían el efecto esperado. Es importante mencionar que una simulación numérica en ningún momento debe ser considerada como un método de validación de resultados y en este caso esta última es utilizada como una propuesta para describir los parámetros que deben ser tomados en cuenta al realizar una simulación numérica efectiva y lo más aproximada a los datos esperados, previo a una prueba experimental.

Para esta segunda simulación se consideró el nuevo arreglo que se hizo a última hora en el acomodo de las tarjetas electrónicas.

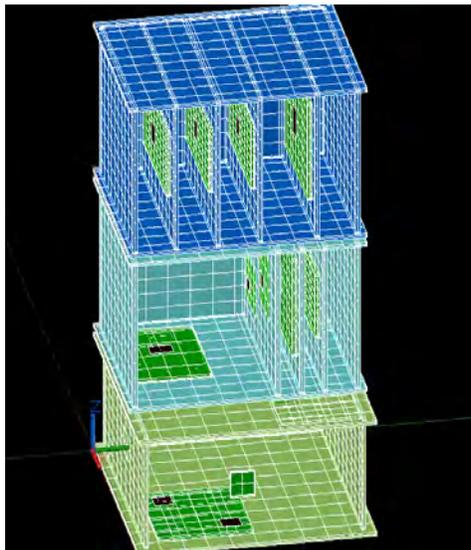


Figura 37: Modelo usado en la segunda simulación donde se puede apreciar un nuevo acomodo de las tarjetas

Asimismo se dibujó un modelo simple de la góndola, la cual se encuentra en contacto térmico

con el instrumento y que en la cual el instrumento se ha colocado en la posición aproximada que se estuvo en el modelo real.



Figura 38: Fotografía del instrumento colocado en su posición dentro de la góndola.

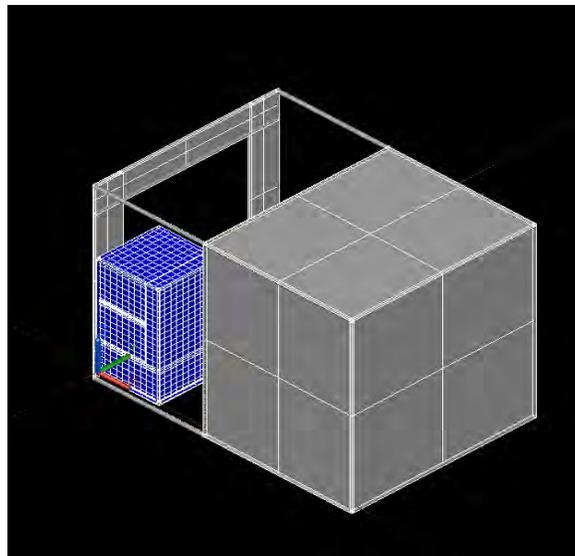


Figura 39: Góndola utilizada en la segunda simulación junto con el instrumento colocado en ella, en esta vista se encuentran de costado.

Se siguió el mismo plan de vuelo que se dio en el vuelo real para asegurar que el sol se encuentra en la posición correcta. Hubo un retraso de 4 días en la fecha de vuelo planeada, y aunque estos pocos días no hacen mucha diferencia se decidió hacer el modelo con el plan de vuelo real para mayor precisión.

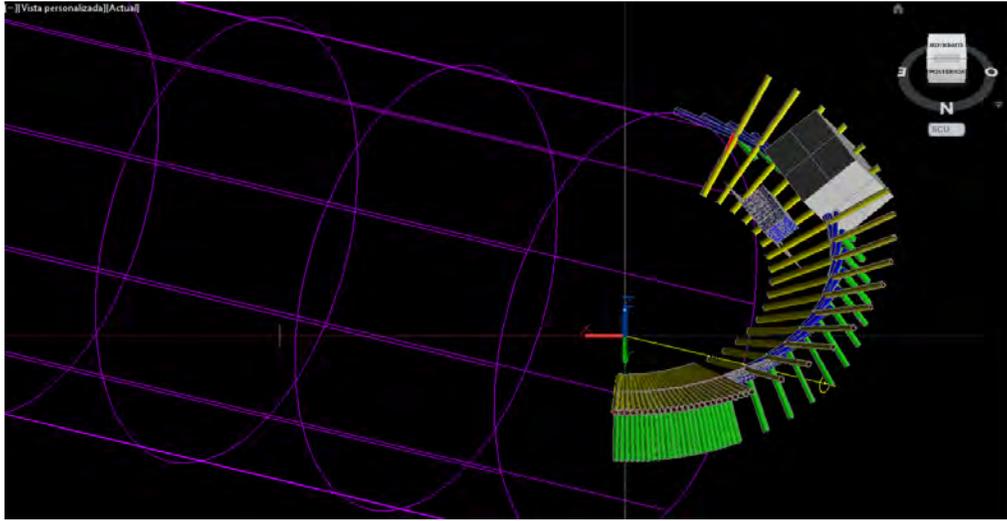


Figura 40: Se puede apreciar la góndola con el instrumento así como las diferentes posiciones que toma de acuerdo al plan de vuelo real.

Con estos cambios tomados en cuenta se corrió de nuevo la simulación obteniendo los resultados mostrados en el siguiente gráfico de la figura 41.

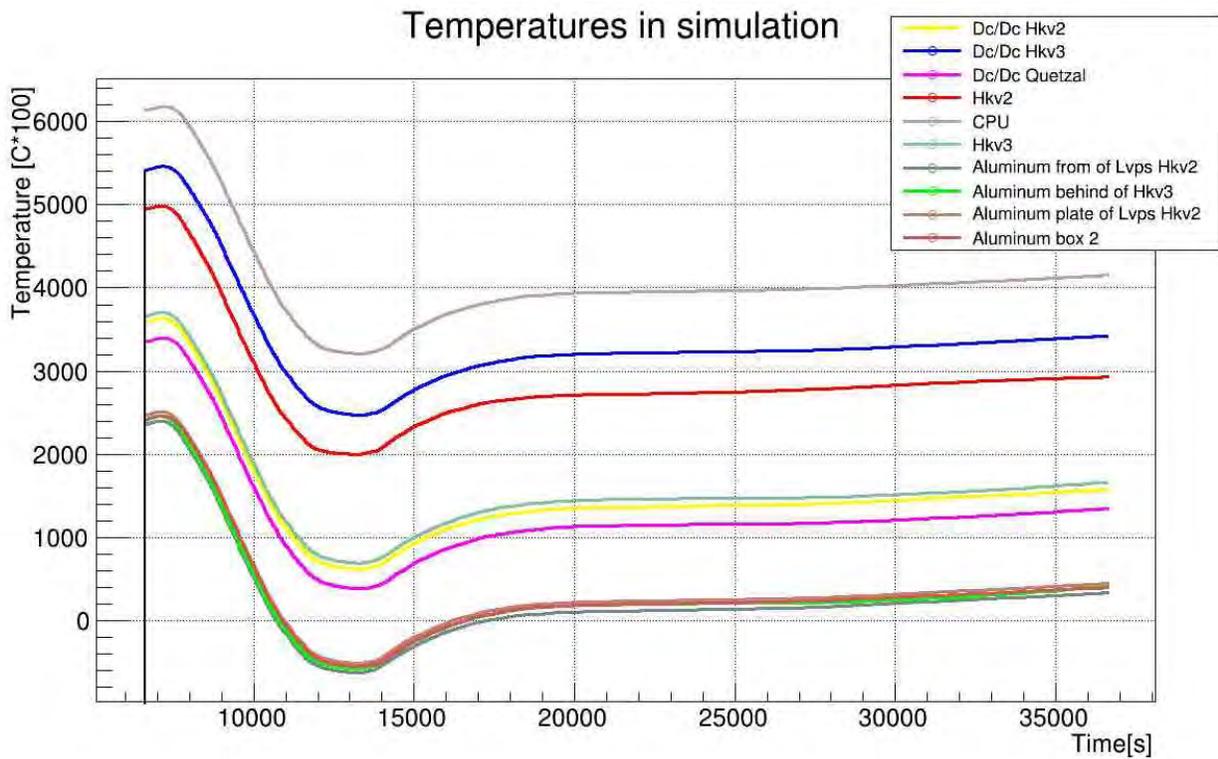


Figura 41: Temperaturas obtenidas durante la prueba de simulación despues del vuelo

Como se puede observar al igual que lo que sucedió en la realidad los puntos en el aluminio se

comportan prácticamente igual en todo momento. Podemos comparar las temperaturas en la simulación con la temperatura promedio del aluminio durante el vuelo real como se puede ver en el siguiente gráfico de la figura 42.

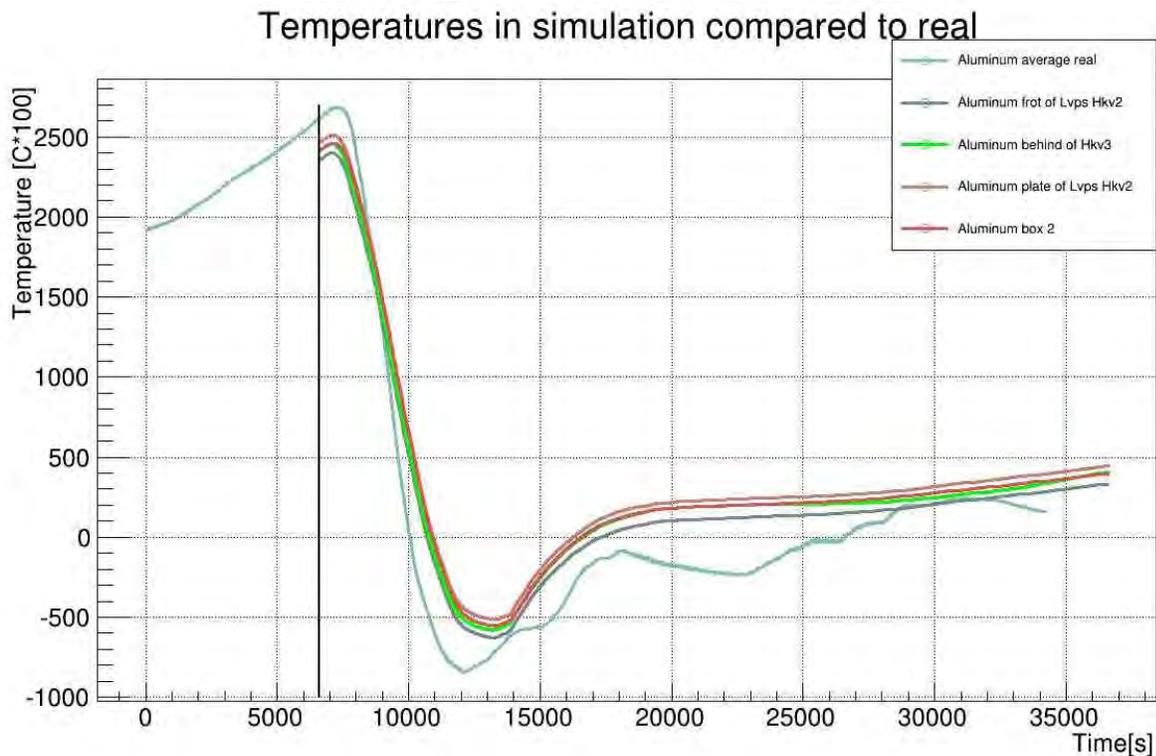


Figura 42: Gráfico en el que se comparan las temperaturas obtenidas en la segunda simulación con las temperaturas obtenidas en el aluminio en el vuelo real.

Como es claramente notorio el comportamiento de la simulación es muy similar al comportamiento de los datos reales de vuelo, exceptuando las fluctuaciones erráticas causadas por sombras irregulares debidas al giro no controlado con el que viaja el globo estratosférico. Si hacemos un comparativo con la diferencia de temperaturas entre la simulación y la temperatura real medida en el aluminio, como se muestra en la siguiente gráfica de la figura 43, podemos observar que la diferencia de temperaturas máxima es de 6 grados, lo cual es un rango de cercanía considerablemente aceptable.

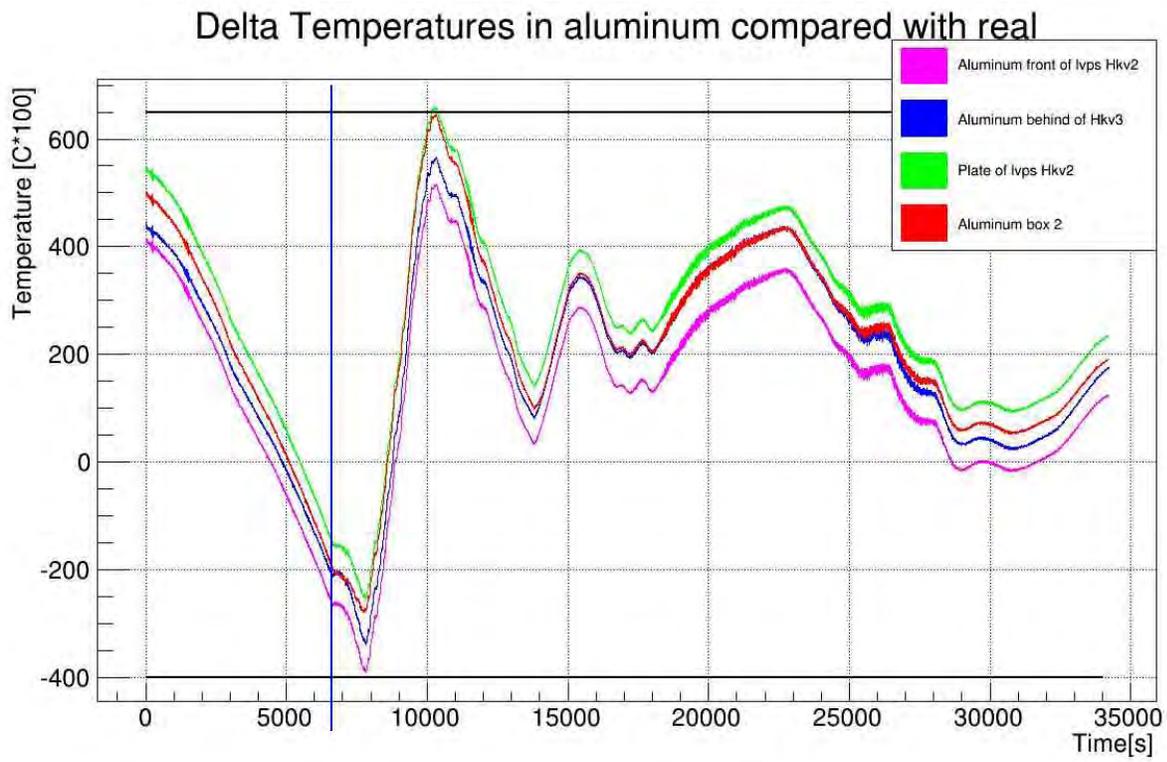


Figura 43: Error absoluto de la diferencia encontrada entre el aluminio en la simulación y los valores reales.

3 EUSO-BALLOON

3.1 Estructura de EUSO-BALLOON

Euso-Ballon consta de una estructura en forma de prisma cuadrangular, con paredes de *Fibrelam*, cubierta en su parte superior por un recubrimiento de *Styrofoam*, la cual sobrevolará la tierra en posición vertical y la cual esta dividida en tres compartimentos.

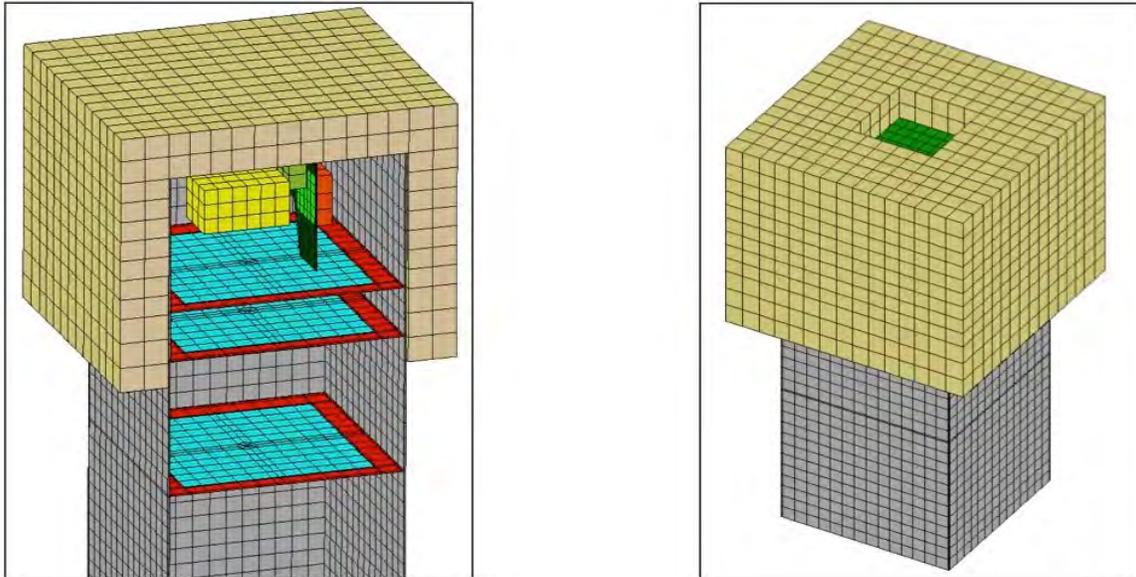


Figura 44: Estructura de EUSO-BALLOON [17].

Como se puede apreciar en la figura 44, el *Styrofoam* cubre completamente las caras laterales del compartimento superior, mientras en la parte superior puede estar cubriéndolo completamente o sólo parcialmente (factor de diseño a determinar). En la parte superior se aprecia una placa verde la cual es una placa de aluminio y la cual tiene la función de radiador en los casos en que el *Styrofoam* no cubra totalmente la cara superior del instrumento.

Dentro del primer compartimento encontramos una placa vertical de aluminio (placa verde en la figura 44 derecha), la cual soporta los diferentes compartimentos de la electrónica del dispositivo, módulos desarrollados por las diferentes agencias espaciales pertenecientes a la colaboración. Seguido de este compartimento tenemos dos compartimentos más, los cuales se encuentran separados por las lentes que conforman la óptica del instrumento.

3.2 Modelo analítico

Como se mencionó anteriormente en el capítulo 2, antes de realizar un modelo numérico y entrarse de lleno al uso del software especializado, es conveniente y necesario el realizar un primer análisis por métodos analíticos, el cual, aunque lleva muchas simplificaciones, nos sirve como un parámetro de referencia el cual nos dirá a grosso modo lo que podemos esperar de nuestro modelo numérico.

En la figura 45 se muestra un esquemático que representa el instrumento de EUSO-BALLON y contiene sus características principales desde el punto de vista térmico.

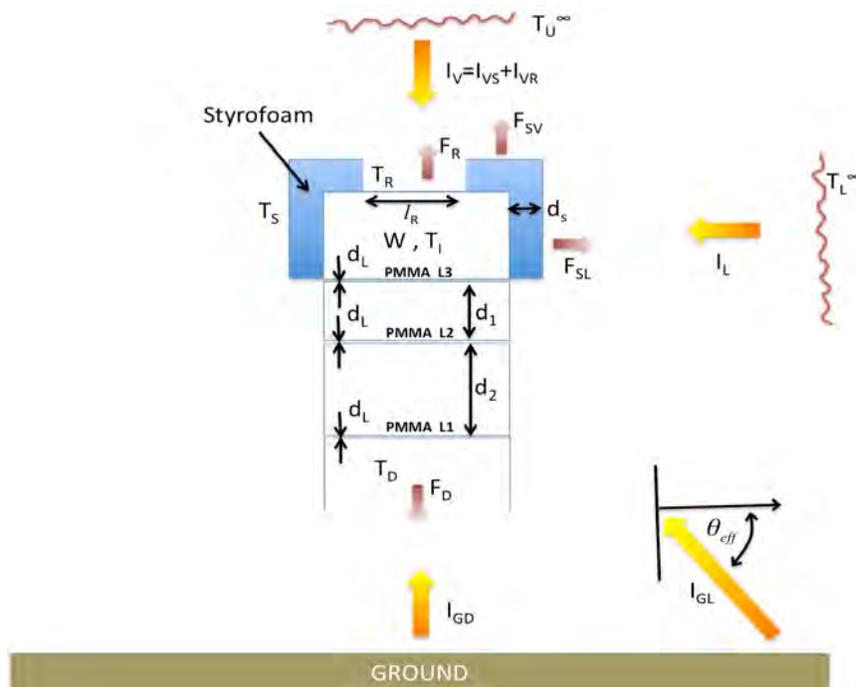


Figura 45: Esquemático del instrumento mostrando su partes mecánicas y parámetros ambientales para el modelo térmico. (Notación: $I=[W/m^2]$, $J = I \times A = [W]$)

Las temperaturas infinitas T_U y T_L , son temperaturas promediadas para representar la radiación recibida por el instrumento en el radiador superior y las paredes laterales. ($I_V = I_{VS} + I_{VR}$ e I_L respectivamente)

La radiación proveniente del suelo es llamada I_G y por conveniencia su tratamiento es dividido en dos componentes: I_{GD} , la cual impacta normal a los lentes ópticos externos y la otra

componente I_{GL} , la cual impacta los lados del instrumento a un ángulo promedio θ_{eff} , con respecto a la normal de la pared lateral.

En la figura 45 se aprecia el *Styrofoam* cubriendo totalmente las caras laterales de la cabina del instrumento (área total A_{SL}) y cubriendo parcialmente el plano del radiador, dejando un área de exposición a la radiación efectiva $A_R = I_R^2$, a una temperatura T_R . El área superior total (A_U) es más grande que el área de los lentes, A_D (sección transversal de la cabina), ya que incluye un espesor d_s de la cubierta de *Styrofoam*.

La superficie externa del *Styrofoam* de área A_S (donde $A_S = A_{SL} + A_{SU} = A_{SL} + (A_U - A_R)$) es caracterizada por la temperatura T_S .

El sistema óptico (los lentes PMMA) da la cara al suelo con un área A_D y una temperatura T_D . Los flujos de calor radiados por el instrumento son $F_U = F_R + F_{SV}$, F_{SL} y F_D respectivamente.

Finalmente W es el calor disipado por la electrónica dentro de la cabina del instrumento, y la cual se encuentra a una temperatura de equilibrio promedio de T_I , variable que se busca determinar en el análisis.

Dado este modelo simplificado, dos tratamientos alternativos son presentados, uno el cual es un modelo puramente radiativo y el otro que sólo toma en cuenta la conducción. Ambos casos son representaciones del sistema en estado estacionario a la altitud máxima de vuelo.

3.2.1 Aproximación puramente radiativa

En esta aproximación, reducimos el modelo de la figura 45 mostrada al esquema mostrado a continuación en la figura 46.

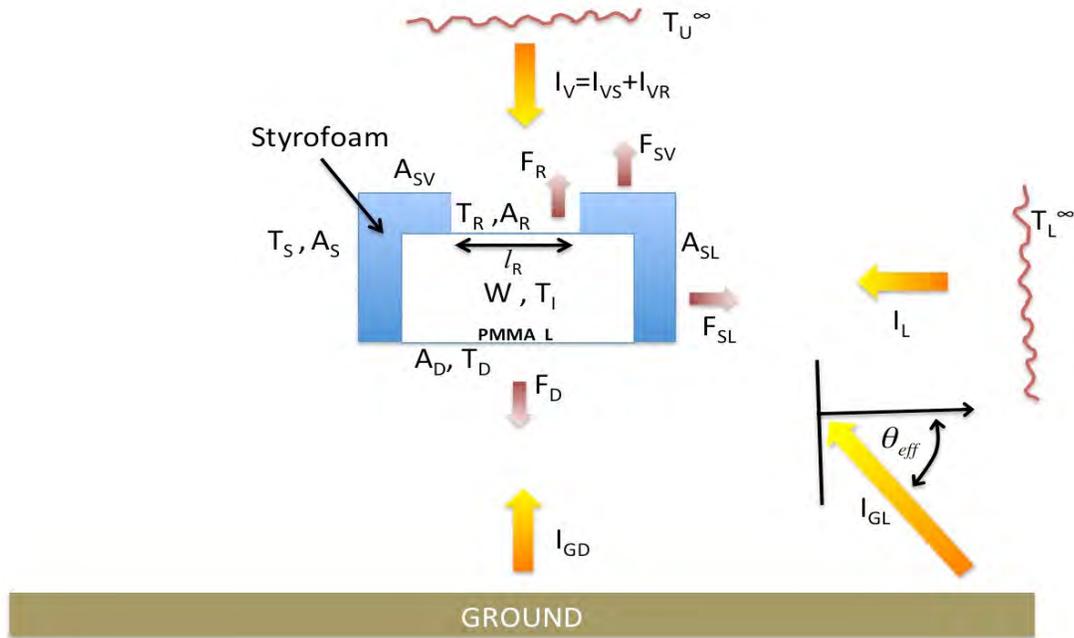


Figura 46: Modelo analítico puramente radiativo.

De la ley de conservación de energía tenemos:

$$W + J_L + J_{GL} + J_G + J_{VS} + J_{VR} = F_{SL} + F_{SV} + F_R + F_D \quad (3.1)$$

Esta ecuación puede ser simplificada significativamente haciendo una serie de consideraciones.

Primero consideramos que el único flujo de calor externo relevante es el proveniente del suelo, $I_G = I_{GD} + I_{GL}$, y despreciamos I_L e I_V respectivamente (consideramos la temperatura T_U y T_L aproximadamente cero). Por otro lado asumimos que el Styrofoam tiene una reflectividad ρ . Por lo que nos queda:

$$I_{GL}' = I_{GL} \times (1 - \rho) \quad (3.2)$$

Asumimos que la temperatura externa del radiador (la parte expuesta de la placa del radiador) es la misma que la temperatura interna de la cabina del instrumento ($T_R = T_i$), y que radía como un cuerpo negro a esta temperatura:

$$F_R = \sigma T_i^4 \times A_R \quad (3.3)$$

Asimismo asumimos que la cubierta de *Styrofoam* radía también como un cuerpo negro a temperatura T_s

$$F_s = \sigma T_s^4 \times A_s = \sigma T_s^4 \times (A_{SL} + A_{SV}) \quad (3.4)$$

Una complicación adicional es la radiación que sale de la cabina del instrumento a través del sistema óptico. Podemos asumir que este flujo F_D tiene dos componentes, la emisión propia de los lentes L_1 a una temperatura T_D y la radiación generada dentro de la cabina del instrumento a una temperatura T_I , que es transmitida hacia afuera a través del sistema óptico. La última es difícil de caracterizar, pero puede ser caracterizada como una fracción β de lo emitido por un cuerpo negro.

Por lo que podemos escribir:

$$F_D = \sigma(T_D^4 + \beta T_I^4) A_D \quad (3.5)$$

Dadas estas consideraciones la ecuación de conservación 3.1 puede ser escrita en términos de T_I

$$T_I = \left\{ \left[\frac{1}{\sigma} \{ W + I_G [A_D + A_{SL} (1 - \rho) \cos(\theta_{eff})] \} - T_s^4 (A_{SL} + \varepsilon A_D) - T_D^4 A_D \right] \frac{1}{(1 - \varepsilon + \beta) A_D} \right\}^{1/4} \quad (3.6)$$

Esta ecuación puede ser simplificada aún más si despreciamos la radiación emitida por el *Styrofoam* y los lentes al considerar que su temperatura es muy baja al ser comparada a la temperatura del radiador y la que atraviesa los lentes, proveniente de la cabina del instrumento.

$$T_I = \left\{ \frac{W + I_G [A_D + A_{SL} (1 - \rho) \cos(\theta_{eff})]}{\sigma (1 - \varepsilon + \beta) A_D} \right\}^{1/4} \quad (3.7)$$

Para el análisis se toman dos casos extremos (un frío y uno caliente) que nos darán un rango dentro del cual se pueden encontrar todas las situaciones ambientales esperadas durante el vuelo.

En la figura 47 se puede apreciar la temperatura dentro de la cabina del instrumento T_I para ambos casos (frío y caliente) como función del factor de cobertura del *Styrofoam* ε , se considera

que el *Styrofoam* está cubierto por pintura blanca ($\rho=1$) y para dos casos extremos del parámetro β . La banda verde representa el intervalo en que las temperaturas en el instrumento son seguras para la electrónica.

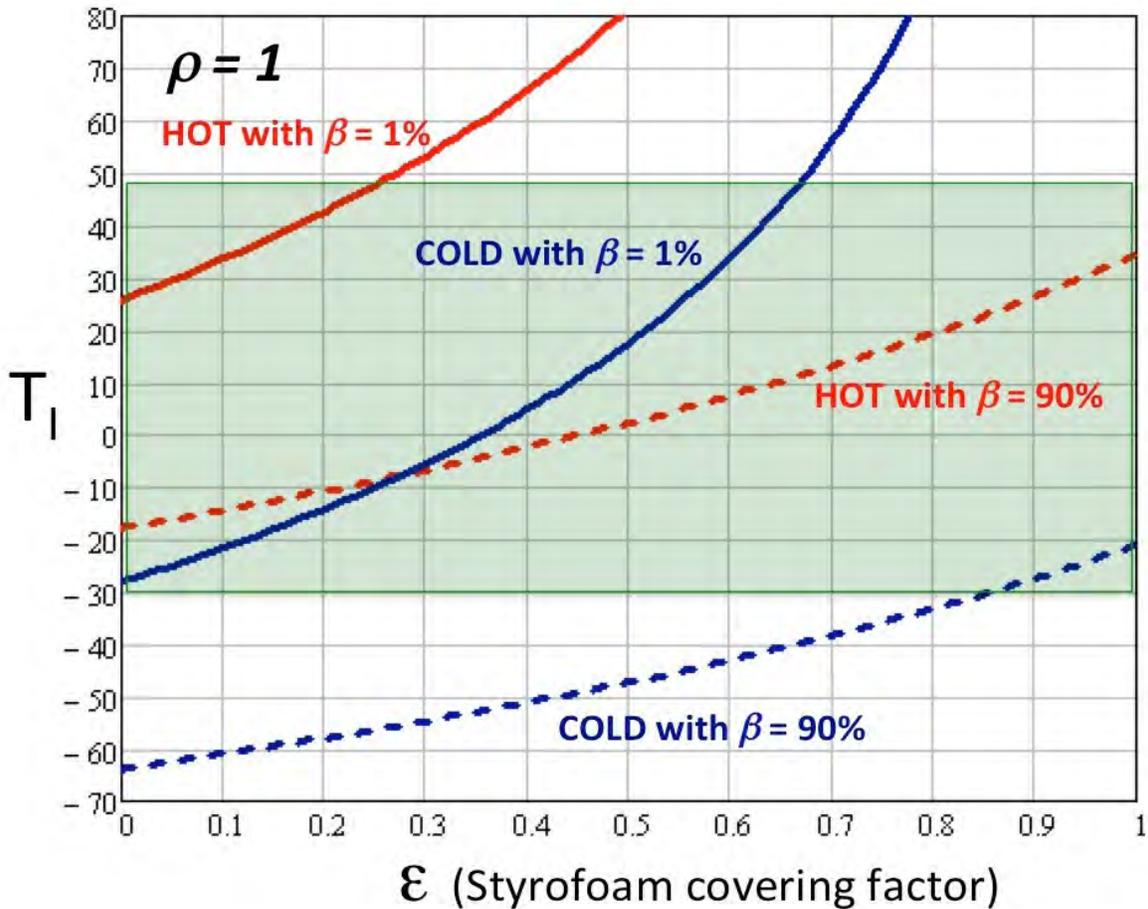


Figura 47: Temperatura interna de la cabina del instrumento con pintura blanca y para dos casos extremos de temperatura del factor β . La banda verde son los rangos de temperatura aceptables.

En la siguiente gráfica de la figura 48 se muestra lo mismo que en el gráfico pasado pero sólo para un caso con $\beta=50\%$ para mayor claridad y el cual es el valor más conservativo para el análisis.

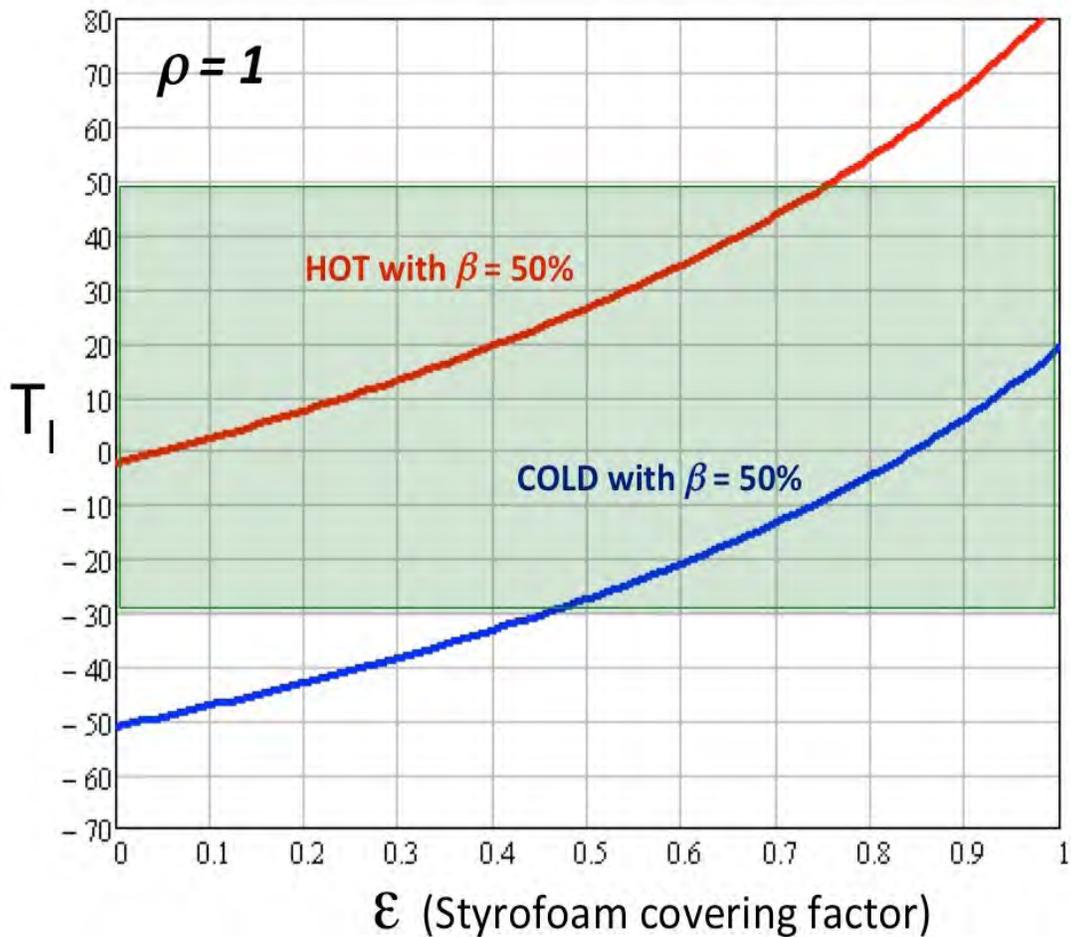


Figura 48: Temperatura interna de la cabina del instrumento con el parámetro $\beta=50\%$.

Se puede apreciar que el rango de operación (banda verde) puede ser satisfecho globalmente al cambiar el parámetro de cobertura de *Styrofoam* ajustándose así a todos los escenarios posibles de acuerdo a las condiciones esperadas de vuelo.

3.2.2 Aproximación por conducción

Una aproximación independiente a los rangos de temperatura obtenidos anteriormente, se puede hacer partiendo del hecho que CNES ha provisto información sobre vuelos anteriores en globos estratosféricos y tiene datos sobre la temperatura en la cobertura exterior de los instrumentos en dichas condiciones, la cual ronda -70°C .

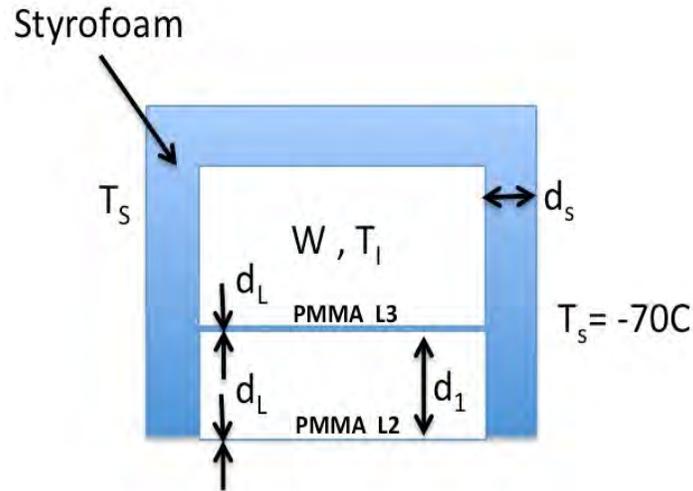


Figura 49: Modelo simplificado usando una aproximación completamente de conducción, combinado con datos de temperatura obtenidos en otros vuelos estratosféricos

El flujo de conducción a través de las paredes con una diferencia de temperaturas ΔT puede ser expresado como:

$$\Phi = \frac{\lambda A}{d} (T_I - T_S) \quad (3.8)$$

Donde λ es la conductividad térmica y $R = d/\lambda A$ es la llamada resistividad térmica. Los valores de interés de λ son:

$$\lambda_{\text{Styro}} = 0.03$$

$$\lambda_{\text{PMMA}} = 0.21$$

$$\lambda_{\text{aire}} = 0.025$$

Tomando $d_s = 200$ mm, $d_1 = 270$ mm, $d_L = 8$ mm y $W = 120$ W, obtenemos una temperatura interna de $T_I = 32^\circ\text{C}$.

3.3 Modelo numérico

3.3.1 Modelo

El modelo térmico usado fue tomado a partir del modelo mecánico provisto por la CNES, debido a que dicho modelo es muy detallado fue retomado y simplificado hasta dejar los sistemas como cajas, respetando su tamaño y posición, de igual forma se respetaron los espesores y posiciones de las paredes y estructura del telescopio, con lo que el modelo térmico aunque simplificado constituye una buena reproducción térmica del modelo real y simplemente elimina todos los componentes que no son relevantes para la simulación y que ampliarían el tiempo de cómputo.

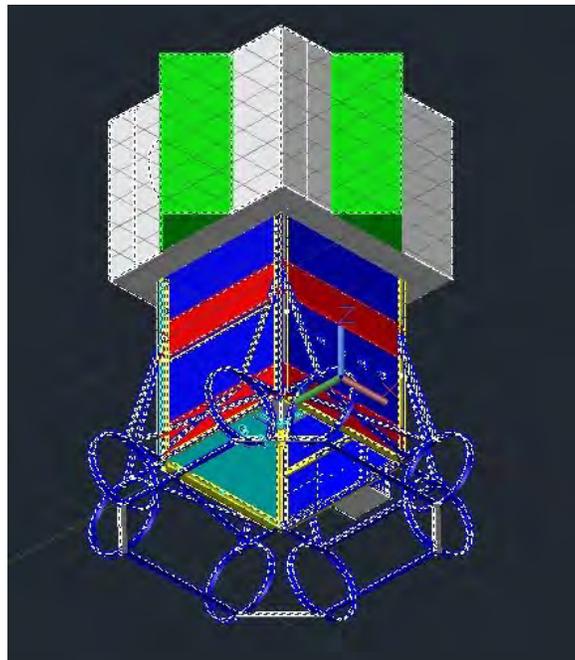


Figura 50: Modelo CAD de EUSO-BALLOON

El factor de diseño más importante es el aislamiento térmico que existe sobre la placa superior de aluminio que sostiene a todos los componentes electrónicos, dicha placa cumple la función de radiador del sistema por lo que lo que se busca es ver que porcentaje de dicha placa se debe cubrir para garantizar que el sistema no se calienta ni se enfría de más.

Se retoman cuatro casos específicos para este análisis. El primer caso es cuando el radiador se encuentra completamente cubierto por *Styrofoam* (una capa de 20 cm de dicho aislante) el cual constituye el caso en que el dispositivo retendrá más el calor y por lo tanto en el que el sistema tendrá más calentamiento.

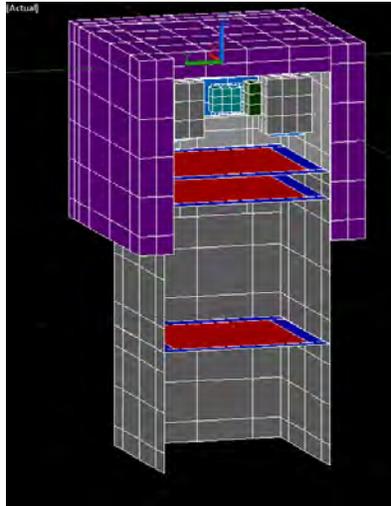


Figura 51: Modelo de EUSO-BALLOON con el radiador completamente cubierto por styrofoam.

El segundo caso es el caso opuesto, es decir, con el radiador descubierto al 100 %, en este caso tenemos exactamente lo opuesto, al estar totalmente descubierto y viendo hacia el espacio el radiador se enfría de manera rápida con lo que la temperatura de los componentes es la más baja posible.

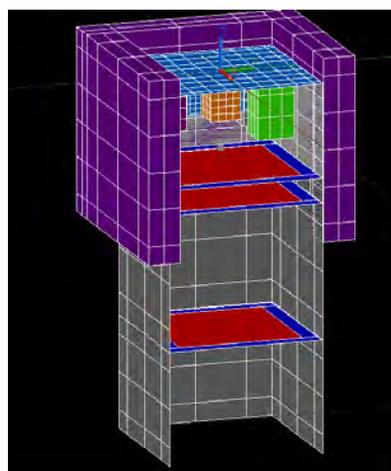


Figura 52: Modelo con el radiador descubierto al 100 %.

Un tercer caso es cuando el radiador se encuentra cubierto al 30%, este caso supondría un breve aumento de temperatura respecto al caso anterior donde todo se encuentra descubierto, sin embargo, no se espera un cambio dramático en las temperaturas y evolución del sistema.

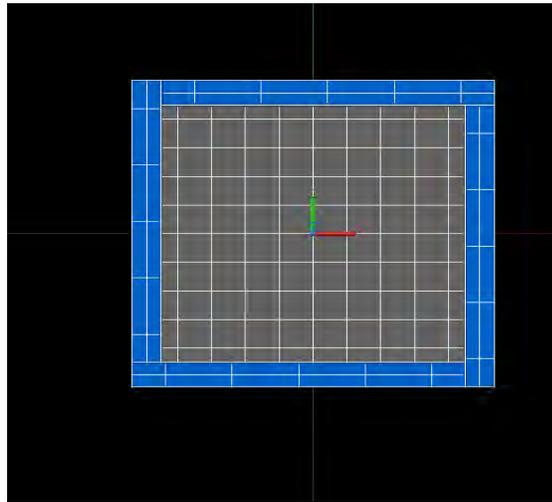


Figura 53: Radiador cubierto al 30 %, el área azul representa el área cubierta por aislante mientras el área gris es el área descubierta.

Finalmente se toma el caso en que el radiador se encuentra cubierto al 70 % dicho caso parece ser el escenario más conservador y realista de todos pues permite la salida de calor pero de una forma controlada.

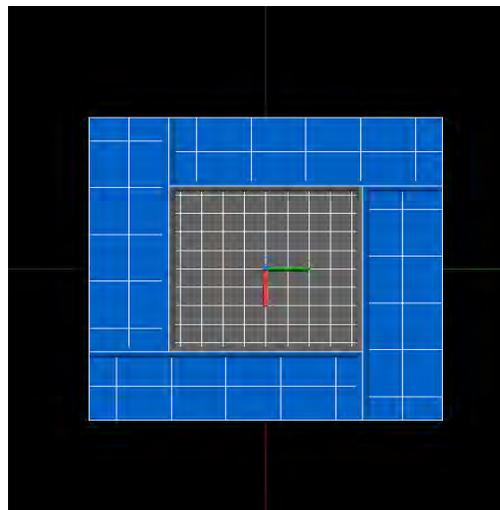


Figura 54: Radiador cubierto al 70 %, el área azul representa el área cubierta por aislante mientras el área gris representa el área descubierta.

Al ubicar los componentes se tomó en cuenta la ubicación de las diferentes cajas con la electrónica interna. Colocando en su lugar simples cajas que simulan los bloques de componentes electrónicos y a los cuales se les aplican cargas que simulan la energía disipada por los

componentes dentro de dichas cajas.

La ubicación de los componentes se muestra en las figuras 55 y 56 mostradas a continuación.

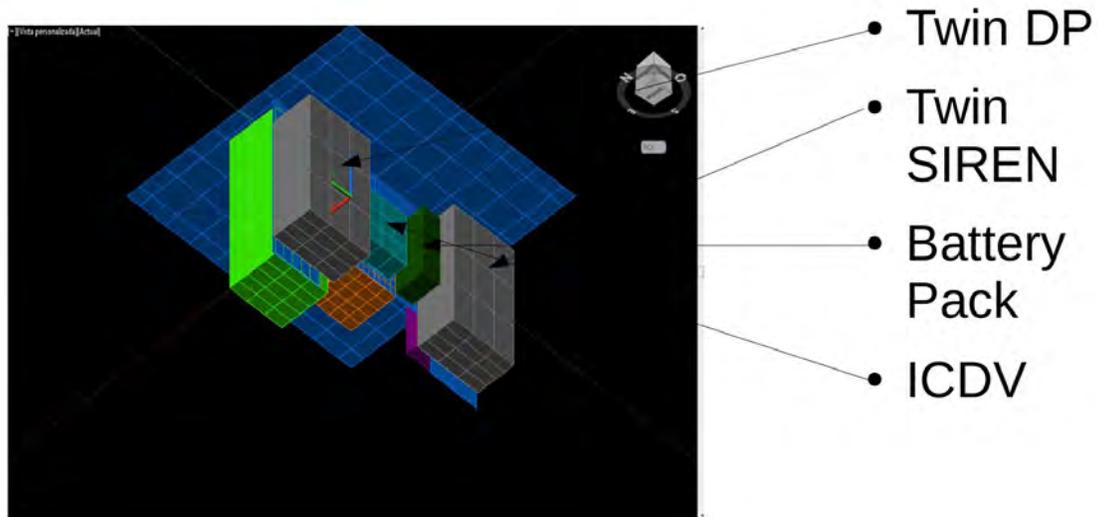


Figura 55: Ubicación de los componentes (Twin batteries, Battery pack e ICDV).

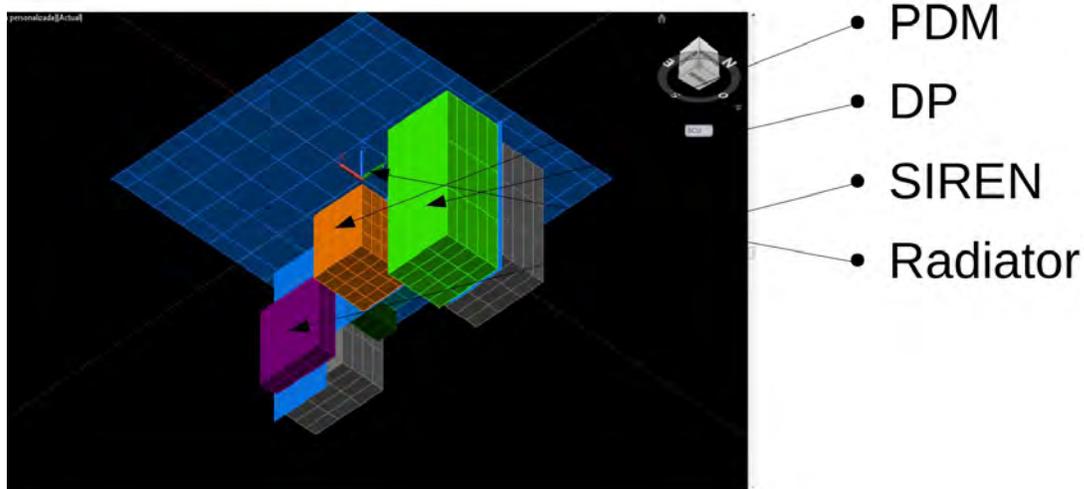


Figura 56: Ubicación de los componentes (PDM, DP, SIREN y el radiador).

3.3.2 Disipación de energía

Cada uno de los módulos de electrónica tiene diferentes requerimientos energéticos por lo que cada uno tendrá diferentes disipaciones de energía la cual se traduce en cargas térmicas en el

sistema. Debido a esto a cada uno de los módulos se les aplico cargas equivalentes, equitativamente distribuidas dentro de los módulos para simular esta disipación de calor, los datos de disipación fueron dados por cada uno de los equipos encargados de los diferentes módulos y son resumidos a continuación.

| System | Dissipation [W] |
|---------------------|-----------------|
| PDM | 16 |
| BATTERY PACK | 0(?) |
| TWINN BATTERY DP | 0(?) |
| SIREN | 13 |
| ICDV | 10 |
| TWINN BATTERY SIREN | 0(?) |
| DP | 41 |

Figura 57: Tabla con los componentes y su respectiva disipación, los componentes con signo de interrogación aún no han definido su disipación exacta, sin embargo se espera sea mínima al tratarse de baterías.

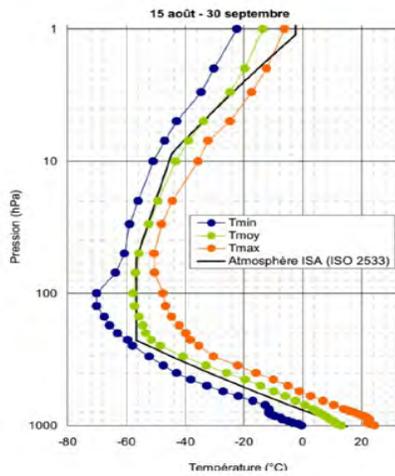
3.3.3 Ambiente

Como ya se ha mencionado antes en esta tesis el objetivo de la arquitectura térmica es garantizar que el dispositivo se encontrara a las temperaturas de operación óptimas durante su vuelo por lo que se realizan simulaciones térmicas previas utilizando *Thermal Desktop* para analizar los posibles escenarios con los que se podría encontrar el dispositivo.

Para garantizar la seguridad del telescopio se realizaron simulaciones de los dos casos extremos de clima que se puede encontrar el dispositivo, esto es un caso para las condiciones más frías encontradas en la zona y para las temperaturas más altas encontradas. De esta forma, si se logran cubrir ambos casos, se podrá garantizar que en todos los demás casos intermedios el dispositivo estará operando a una temperatura segura.

Los datos de temperatura para ambos casos extremos son tomados de datos reales tomados experimentalmente en el sitio de Timmings Canadá durante la campaña 2013 realizada en dicho lugar [18], dichos datos se encuentran de forma resumida en el siguiente gráfico.

Environment



| Time | Altitude m | Pressure hPa | Tmax °C | Tmin °C |
|-------|------------|--------------|---------|---------|
| 0 | 0 | 1010 | 23 | 0 |
| 600 | 333 | 745 | 13.5 | -12 |
| 1200 | 6666 | 540 | -1.1 | -28 |
| 1800 | 9999 | 400 | -14 | -42.9 |
| 2400 | 13332 | 330 | -25 | -49 |
| 3000 | 16665 | 275 | -31 | -55 |
| 3600 | 19998 | 220 | -38 | -59.5 |
| 4200 | 23331 | 165 | -43 | -66 |
| 4800 | 26664 | 140 | -46 | -68.5 |
| 5400 | 29997 | 110 | -47 | -70 |
| 6000 | 33330 | 85 | -48.9 | -67 |
| 6600 | 36663 | 60 | -50.3 | -62 |
| 7200 | 39996 | 45 | -49.7 | -60 |
| 7800 | 43329 | 20 | -45 | -57 |
| 8400 | 46662 | 8 | -33 | -48 |
| 9000 | 50000 | 3 | -17 | -35 |
| 60000 | 50000 | 3 | -17 | -35 |

Figura 58: Tabla con el perfil del ambiente tomado de datos experimentales de la campaña de Timmings 2013.

Como se puede apreciar los parámetros han sido traducidos al tiempo de vuelo y velocidad de ascenso del globo esto debido a que dichos datos son introducidos como función del tiempo en nuestra simulación térmica.

3.3.4 Propiedades térmicas

Está por demás el decir que las propiedades térmicas de los materiales utilizados afectarán el comportamiento térmico del telescopio, a continuación se muestran las propiedades térmicas utilizadas, las cuales fueron extraídas de información provista por la CNES. [19]

| Material | Cond[W/mC] | Dens[Kg/m³] | Cp [J/KgC] |
|-----------|------------|-------------|------------|
| Aluminum | 210 | 2700 | 900 |
| Fiberglas | 0.04 | 1190 | 960 |
| Fibrelam | 0.062 | 139 | 710 |
| PMMA | 0.21 | 1190 | 1465 |
| Styrofoam | 0.028 | 25 | 1600 |

Figura 59: Tabla con las propiedades térmicas de los materiales usados.

Como se puede apreciar tenemos materiales que son muy buenos conductores como lo es el aluminio, y por otro lado algunos que son muy buenos aislantes como lo son el *Styrofoam* y el *Fibrelam*.

3.3.5 Contactos térmicos

Basados en información experimental y pruebas realizadas en otros instrumentos se realizó una matriz en la cual se especifican los contactos térmicos aproximados de cada interfaz los cuales están especificados en W/m^2C , dichos contactos constituyen un aproximado el cual fue usado para correr el programa, sin embargo, un valor preciso y real de dichas conducciones sólo podría ser obtenido de forma experimental ya que el valor no sólo dependerá del material sino del acabado superficial, de la presión que existe en la unión e incluso la temperatura a la que se encuentre el dispositivo, más adelante se hace un pequeño análisis de lo que sucede cuando cambiamos el valor de la conducción en dicha interfaz para los dos elementos más críticos del sistema, es decir el sistema de DP y PDM. A continuación se muestra la matriz usada para los contactos térmicos.

| Interfaces | [W/m ² C] | | | | | | | |
|-------------|----------------------|----------|-------|-----------|-----|------|-------------|-----------|
| | Styrofoam | Fibrelam | SIREN | PDM_Board | DP | ICDV | BackLatches | Batteries |
| Styrofoam | | 50 | | | | | | 50 |
| Fibrelam | | | | | | | | |
| SIREN | | | | | | | | |
| PDM_Board | | | 500 | | 500 | 500 | 6500 | 500 |
| DP | | | | | | | | |
| ICDV | | | | | | | | |
| BackLatches | | | | | | | | |
| Batteries | | | | | | | | |

Figura 60: Matriz con los valores de contacto de las diferentes interfaces dentro del modelo.

3.3.6 Condiciones de vuelo

Como condición inicial para el vuelo se tomó que todos los componentes se encontraban a temperatura ambiente dependiendo del caso de análisis, esto es que todos los componentes han alcanzado el equilibrio térmico con el ambiente y que ningún componente se encuentra disipando calor o encendido antes de empezar la simulación, además el dispositivo se encuentra en tierra y el lanzamiento se realiza un par de horas antes del atardecer en Timmings, a las 5:00 pm del día 30 de Agosto del año 2014. A partir de dicho momento los componentes electrónicos son encendidos y el globo comienza a ascender hasta su altitud máxima de vuelo donde permanecerá

durante varias horas hasta el amanecer.

| TIMMINGS | | |
|------------------------------|-----------|-----------|
| | Cold case | Warm case |
| Atmospheric temperature [C°] | -35 | -17 |
| IR ascending flux [W/m2] | 315 | 436 |
| Atmospheric pressure hPa | 3 | 3 |

Figura 61: Tabla con las condiciones atmosféricas en la máxima altitud.

Una vez en su máxima altitud el globo se mantiene con las condiciones constantes mientras avanza la noche hasta llegar el amanecer, la presión atmosférica en este punto es mínima (3hPa) y la temperatura es bastante baja.

3.3.7 Resultados de las simulaciones

Se realizaron diversas simulaciones para obtener una mejor idea de cómo cambian los resultados al cambiar los diferentes parámetros de diseño así como las condiciones ambientales. La primera simulación realizada fue con el radiador cerrado al 100% en la que se corrió con el ambiente en el caso más frío.

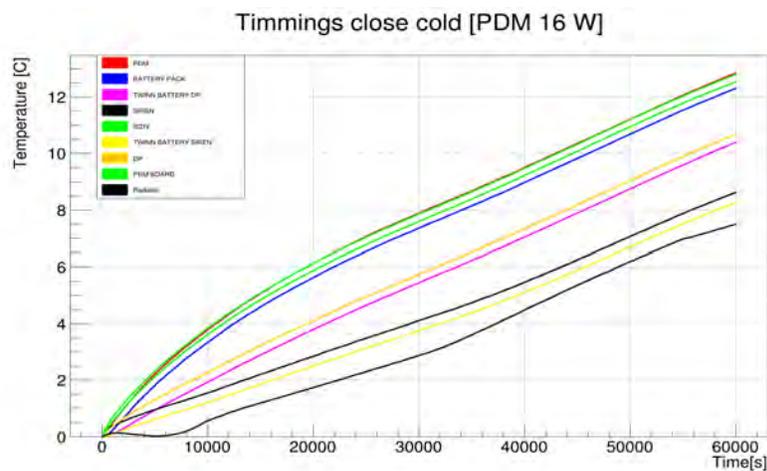


Figura 62: Resultados de la simulación en el caso frío con el radiador cubierto.

A continuación se realizó la simulación con el radiador de igual forma totalmente cubierto pero esta vez en el ambiente más caliente encontrado.

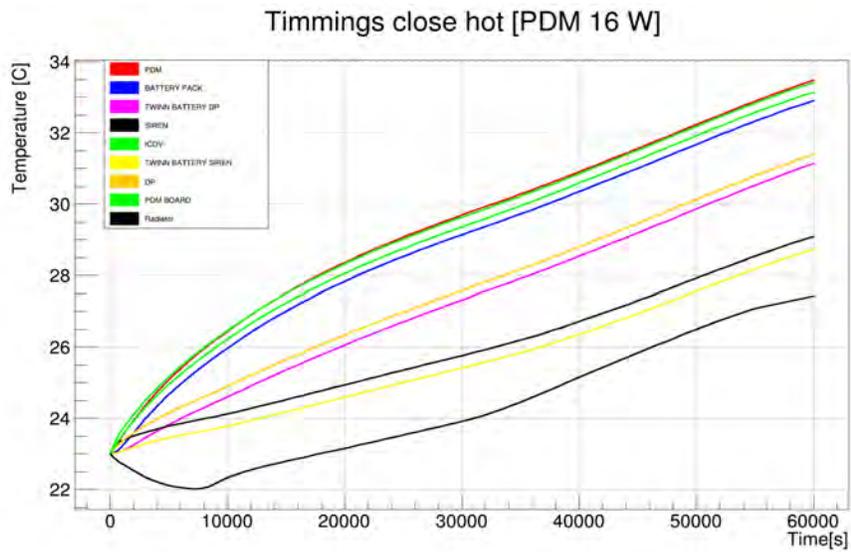


Figura 63: Resultados de la simulación en el caso caliente con el radiador cubierto.

A continuación se realizó las simulaciones con el radiador abierto al 100% con lo que se procedió primero con el caso más frío.

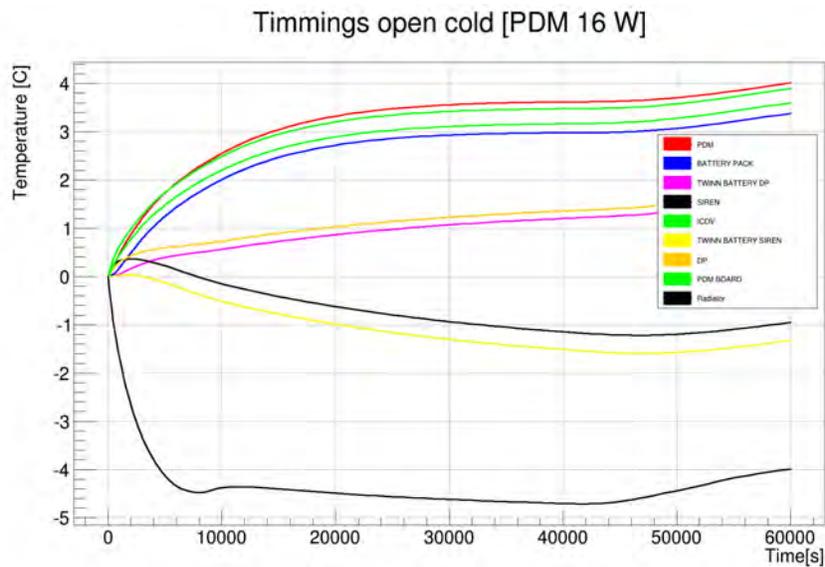


Figura 64: Resultados de la simulación en el caso frío con el radiador abierto

De misma forma se realizó la prueba ahora con el ambiente en condiciones de calor.

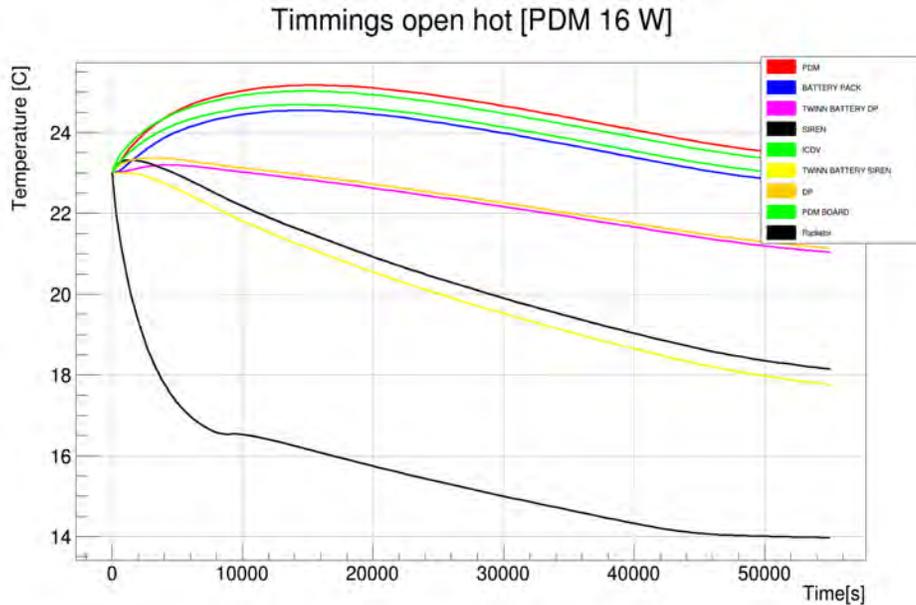


Figura 65: Resultados de la simulación en el caso caliente con el radiador abierto.

En el sistema existen dos componentes fundamentales, el DP que es el cerebro del instrumento y el PDM que es el detector y dichos sistemas son a su vez los dos que más disipan energía. Debido a esto es importante tener un buen entendimiento de cómo se comportan dichos sistemas en diversas condiciones, específicamente, cómo reaccionan dependiendo del contacto térmico que tienen con la placa de aluminio que los soporta. Como se mencionó antes el contacto térmico fue un aproximado por lo que es importante tener una idea de que pasa si el contacto térmico no es el que se tiene esperado y en su defecto es peor de lo esperado.

Se realizaron por ello simulaciones donde se varió el parámetro del contacto entre el DP y el PDM hacia la placa de aluminio que los soporta (PDM board). Primero se revisó que sucede con el PDM tanto en el caso más frío como en el caso más caliente.

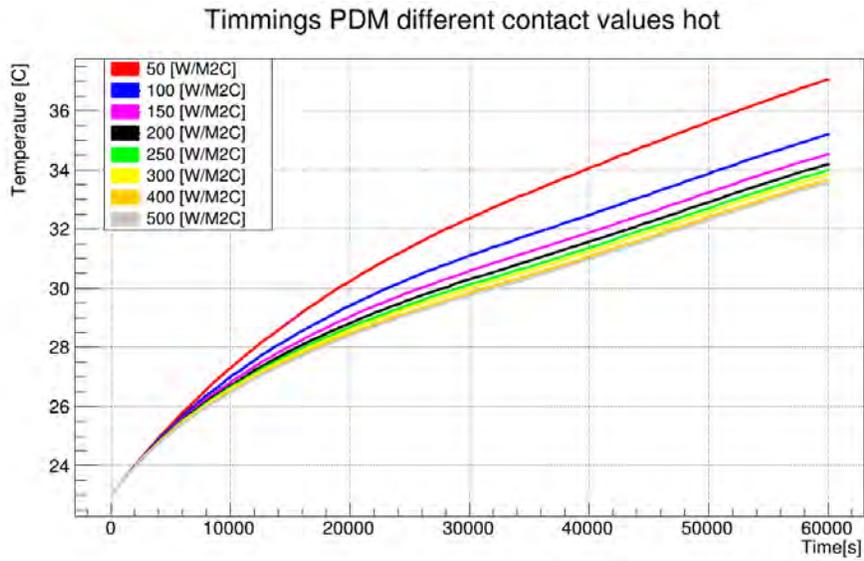


Figura 66: Temperaturas en el PDM al variar el contacto térmico con la PDM board en el caso caliente.

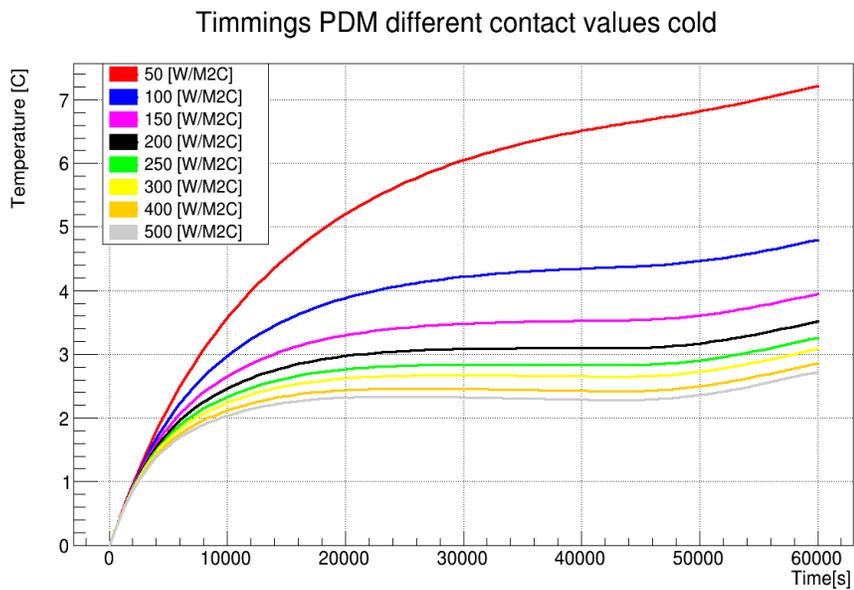


Figura 67: Temperaturas en el PDM al variar el contacto térmico con la PDM board en el caso frío

Como se mencionó otro componente de igual importancia es el DP por lo que se realizaron las mismas simulaciones esta vez variando el contacto del DP con la PDM board.

Timmings DP different contact values hot

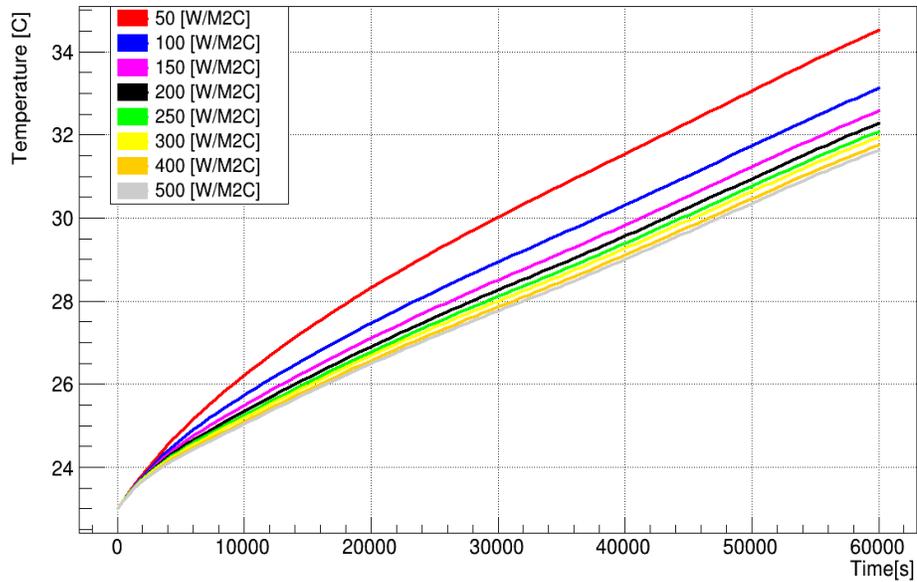


Figura 68: Temperaturas en el DP al variar el contacto térmico con la PDM board en el caso caliente.

Timmings DP different contact values cold

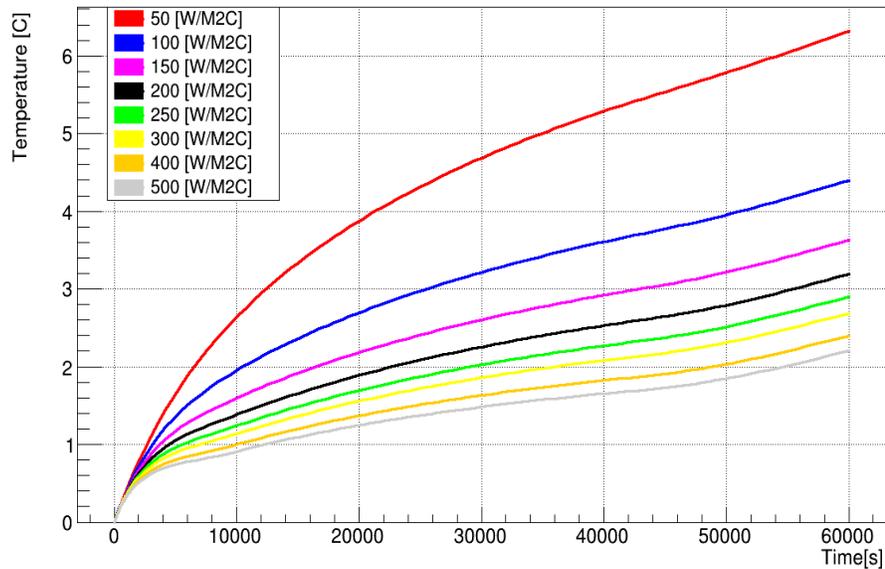


Figura 69: Temperaturas en el DP al variar el contacto térmico con la PDM board en el caso frío.

A forma de rectificación se realizó una corrida con ambos componentes sin contacto térmico para verificar cómo se comportan las temperaturas de dichos componentes en ambos casos.

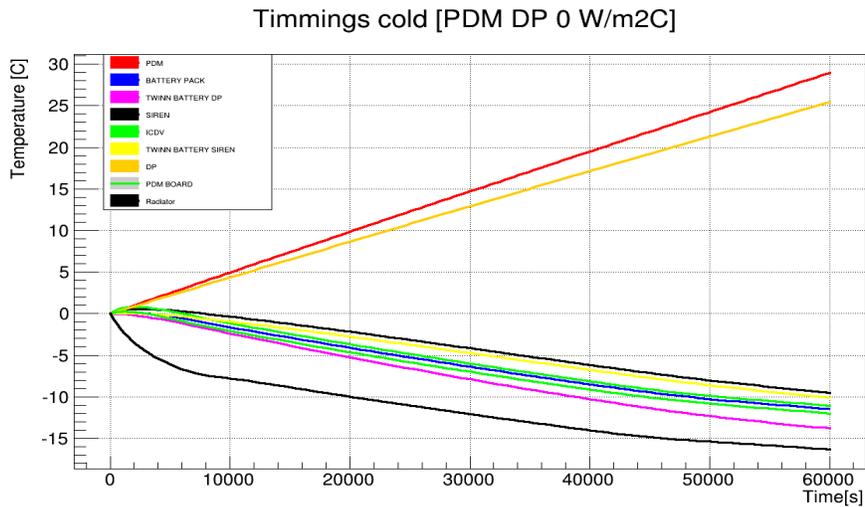


Figura 70: Temperaturas de todos los componentes con contacto 0 en el DP y PDM en el caso frío.

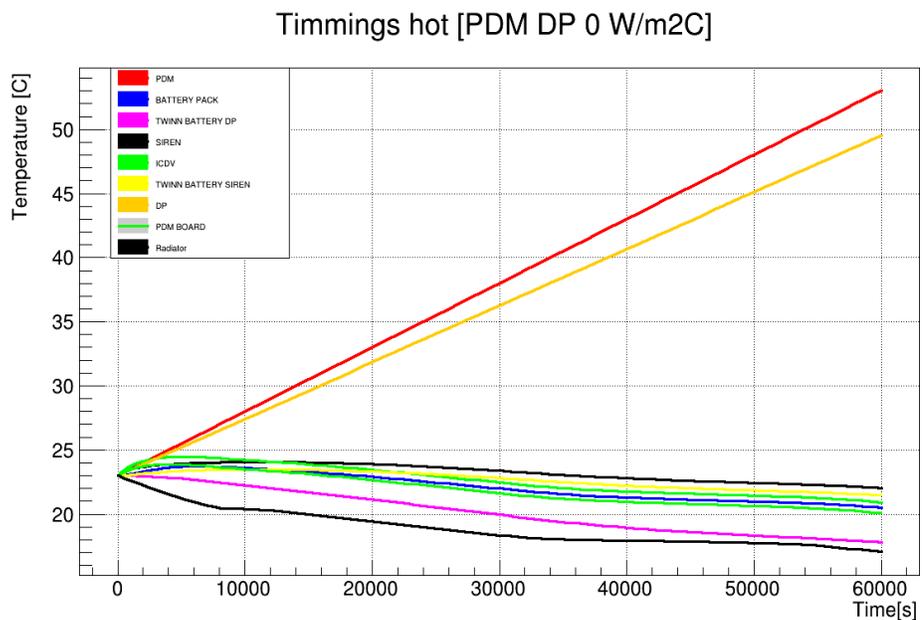


Figura 71: Temperaturas de todos los componentes con contacto 0 en el DP y PDM en el caso caliente.

Como se mencionó previamente el modelo también fue realizado para dos casos intermedios, esto es con el radiador cubierto parcialmente, por lo que se realizaron corridas para estos casos tanto en el caso frío como en el caso caliente. En el caso frío hubo una diferencia crítica y es que se utilizó un perfil de temperaturas más extremo el cual se da en temporada invernal en el sitio y en el cual la temperatura en el suelo es de -17°C , razón por la cual los resultados en el caso frío tendrán

diferencias desde el inicio con los demás casos al no partir de 0°C. Por el otro lado el caso caliente se consideró prácticamente idéntico al previamente dado y la única modificación fue el grado de cobertura del radiador.

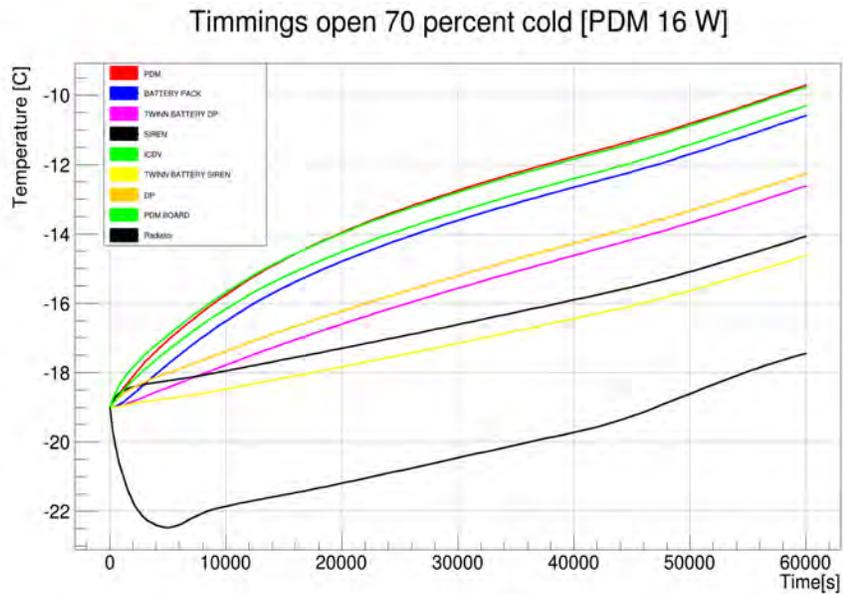


Figura 72: Resultados con el radiador cubierto al 30% para el caso frío extremo.

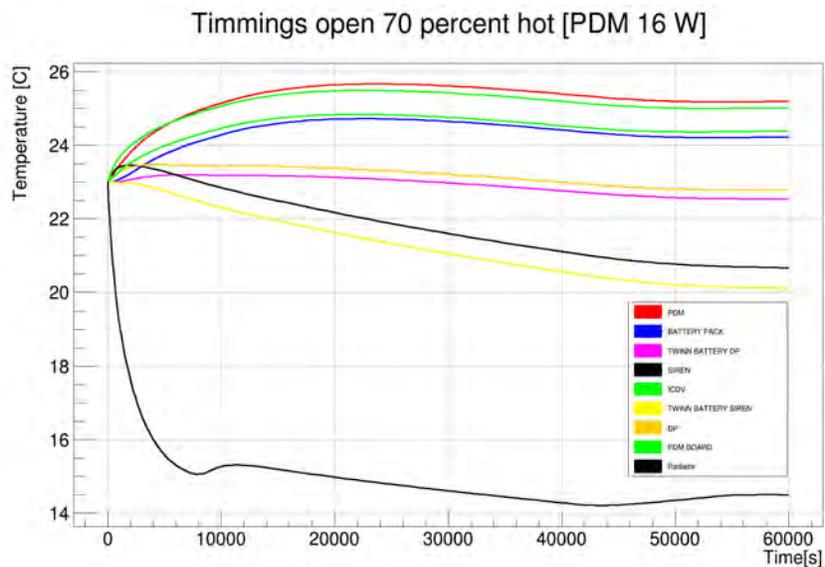


Figura 73: Resultados con el radiador abierto al 70% para el caso caliente.

Finalmente se realizaron los mismos cálculos pero ahora con el radiador cubierto al 70%, caso

que parece el más conservador y adecuado a lo esperado.

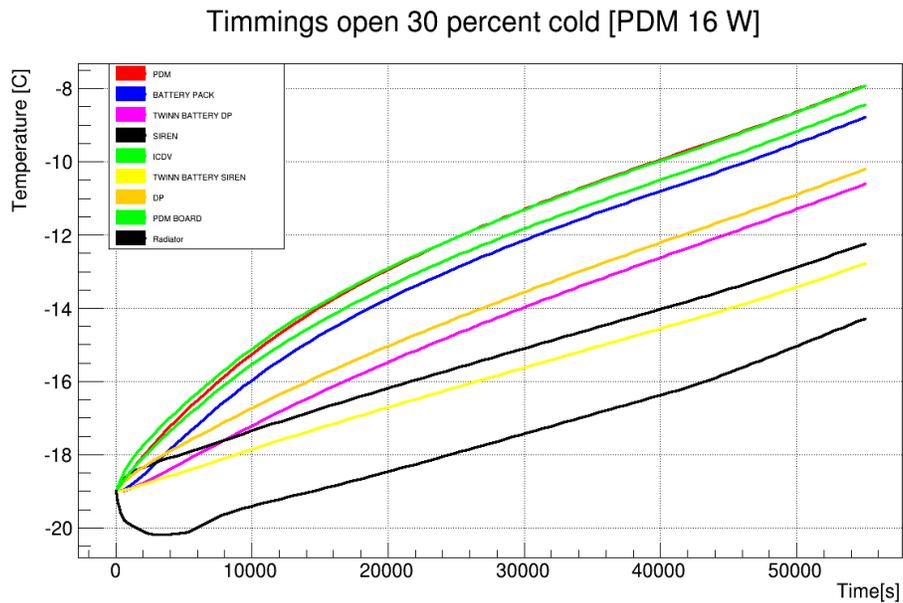


Figura 74: Resultados con el radiador abierto al 30% para el caso frío extremo

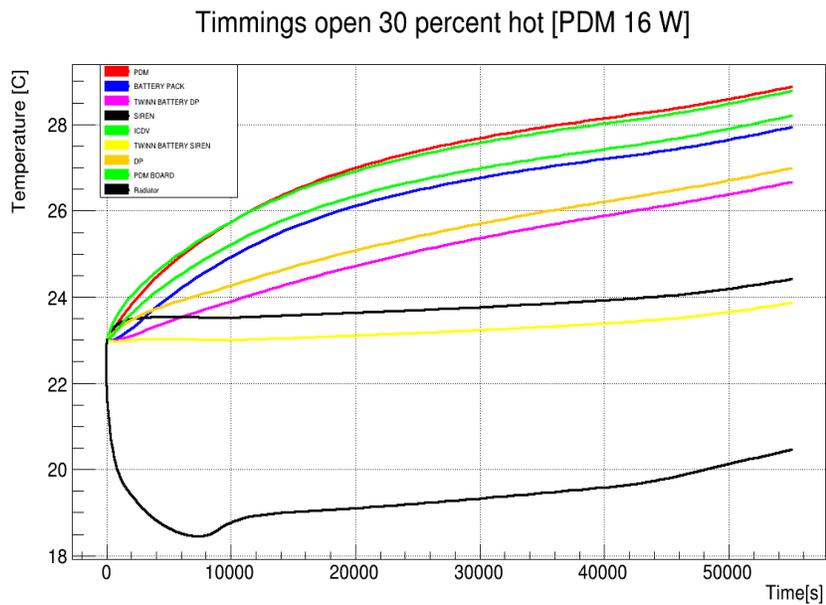


Figura 75: Resultados con el radiador abierto al 30% para el caso caliente.

Una última simulación fue realizada para asegurar la integridad del instrumento antes del vuelo, en este caso el instrumento no estará en vuelo sino en el piso. El objetivo de esta última simulación es observar el comportamiento del telescopio en el suelo al estar apagado y así asegurarse que en el

caso de un día muy frío -20°C , los componentes electrónicos apagados en el suelo no se enfriarán a tal grado que puedan poner en riesgo su integridad y así causar un fallo que provoque que los componentes no enciendan al despegar.

En esta última prueba se partirá de que el instrumento se encontrará en un hangar a 20°C en equilibrio térmico y será sacado al exterior con una temperatura de -20°C al atardecer, donde permanecerá unas horas antes del despegue. En el software simplemente se introducirá como temperatura inicial del instrumento 20°C y estará en contacto con un ambiente a -20°C donde permanece estable para ver su comportamiento en el tiempo. Se presenta el mismo análisis con el radiador completamente descubierto y con radiador cubierto a un 70%.

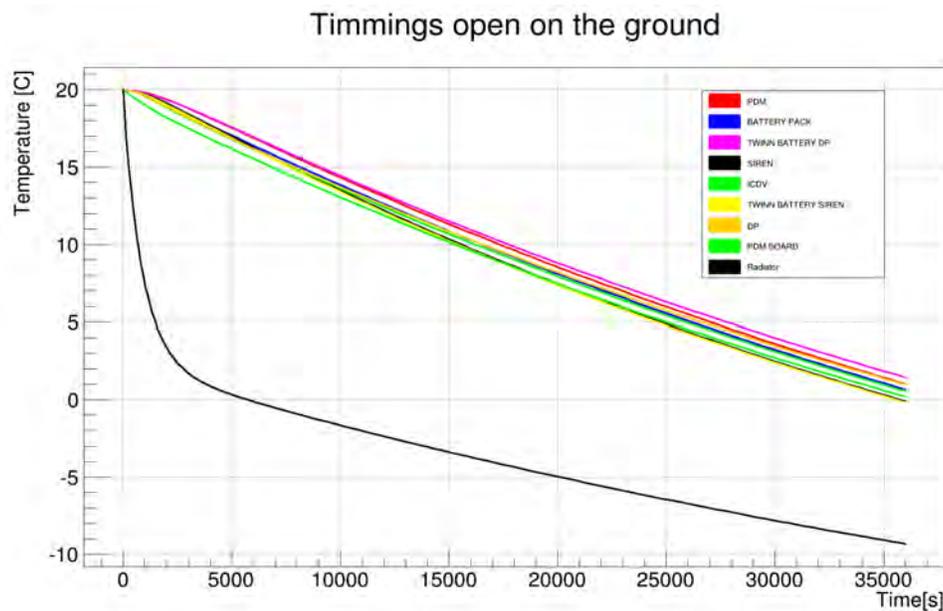


Figura 76: Comportamiento de los componentes de EUSO-BALLOON apagados en el suelo en una temperatura ambiente de -20°C .

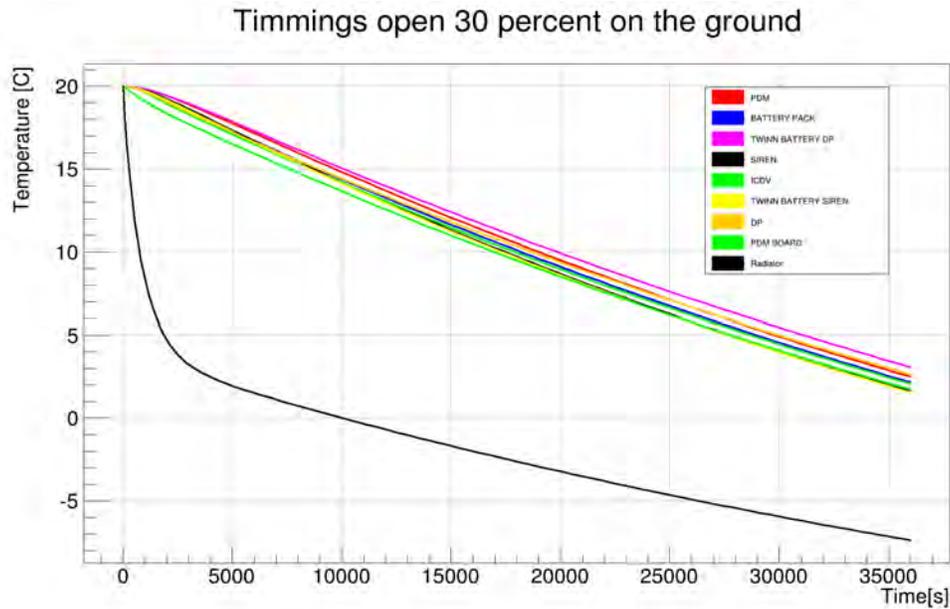


Figura 77: Comportamiento de los componentes de EUSO-BALLOON apagados en el suelo en una temperatura ambiente de -20°C

3.4 Análisis de resultados

El modelo analítico nos da una primera idea de cómo se comporta el instrumento en estado estacionario y las temperaturas a las que tiende el mismo. Se puede apreciar claramente que al variar el parámetro de cobertura del radiador se pueden obtener resultados que aseguran estar dentro del rango de temperaturas óptimo tanto para el caso frío como para el caso caliente. Con lo que queda validado que se puede considerar el factor de cobertura como un parámetro de diseño.

Las primeras dos simulaciones muestran que en el caso que el radiador se encuentra completamente cubierto, tanto en el caso caliente como en el caso frío, las temperaturas tienden a dispararse inmediatamente con lo que parece que en cualquier vuelo en el caso de Timmings, cubrir el radiador completamente podría ocasionar problemas de calentamiento, como es apreciable en los gráficos los componentes siguen elevando las temperaturas y por lo que el equilibrio no se alcanza durante la duración de toda la noche con lo que si el vuelo se continuara es probable que los componentes alcanzarían temperaturas peligrosas para su funcionamiento y corran el riesgo de quemarse.

El segundo caso fue el caso opuesto donde se encontró que al descubrir totalmente el radiador tenemos un buen enfriamiento de los componentes, dicho caso parece mantener a los componentes en temperaturas seguras sobre todo en el caso caliente, sin embargo en el caso frío podría ser un poco riesgoso el tener el radiador completamente descubierto, dado que en el caso que la conducción térmica hacia el radiador sea más buena de lo esperado podría haber un sobre enfriamiento, aunque la posibilidad parece remota dados los resultados obtenidos y que hay una buena disipación de calor por parte de los componentes los cuales logran mantenerse calientes por si mismos.

A continuación revisamos el pequeño estudio hecho sobre el cambio de las temperaturas en el DP y PDM al variar el contacto térmico con la *PDM board*, dichos resultados arrojaron resultados interesantes, por un lado demostraron que efectivamente dicho contacto puede generar una variación relativamente importante en la temperatura de los sistemas, sin embargo, también demostró que a los 500 W/m²C el componente se encuentra cerca de la saturación, es decir, llega cerca del punto donde no importa si aumentamos la conducción térmica el sistema no se puede enfriar más rápido pues ya todo el calor lo está sacando. Por otro lado se nota que en el rango de conducción de 0 a 100 W/m²C los cambios en la variación de la conducción se vuelven más importantes y la temperatura realmente aumenta considerablemente al disminuir este valor. En el mismo rublo como una colaboración se corrió una simulación en la que el DP y PDM tienen una conducción cero con la *PDM board*, lo cual los deja simplemente interactuando por radiación, dicho caso idealizado nos da una buena idea de lo que sucede con todos los componentes al disminuir la conducción. Los resultados nos dejan claro que las temperaturas de dichos componentes se disparan como es de esperar al no estar conduciendo, pero también dejan ver otro resultado importante, y es que los demás componentes tienen una baja importante en su temperatura, esto nos da la idea de que al ser los dos componentes que más disipan, también ayudan considerablemente a calentar los demás sistemas que se encuentran anclados a la *PDM board*.

Finalmente se realizaron las corridas con los casos de coberturas parciales del radiador, tanto el de 30% de cobertura como el del 70%, ambos casos arrojaron resultados bastante alentadores pues ninguno dispara sus temperaturas, en el caso caliente, ni bajan demasiado, en el caso frío, resultados que nos llevan a pensar que quizá un diseño intermedio entre estos casos quizá sea la alternativa más segura y conservadora para el diseño final del globo a volarse en Timmings, mientras para

ambientes más fríos o más calientes debería optarse por otra de las soluciones ya que entre todas parecen cubrir un gran rango de necesidades para diferentes escenarios de vuelo.

La simulación realizada para el comportamiento en el suelo muestra que la velocidad de enfriamiento del instrumento es bastante baja del orden de unos pocos grados por hora, lo cual nos indica que el riesgo que los componentes se congelen antes de ser lanzados es en extremo bajo, ya que la probabilidad de encontrar dichas gélidas temperaturas en el mes de Agosto es muy baja y aún con ellas el dispositivo tardaría más de 5 horas para alcanzar temperaturas suficientemente bajas.

4 Conclusiones

4.1 Pixqui

Se logró un buen entendimiento del comportamiento térmico de los instrumentos durante un vuelo suborbital al encontrar varios escenarios y lograr encontrar las diferencias que causan los diversos comportamientos, así mismo los datos reales permitieron observar problemas y aciertos en la simulación, los cuales al final fueron corregidos y se pudo corroborar que las simulaciones y cálculos hechos previos estuvieron bien encaminados, y aunque hubo notables diferencias, estas se debieron a factores desconocidos antes del vuelo y no podían ser previstas antes, como la posición del instrumento en la góndola, pero al obtener más información y hacer las correcciones pertinentes, el modelo se comportó de una forma increíblemente cercana a la realidad.

Un punto muy importante fue el encontrar que el globo es un factor que puede modificar de gran manera, aunque no los rangos de temperatura esperados, el comportamiento durante el vuelo con lo que es de vital importancia en adelante tener más detalles sobre el globo y la góndola para futuros en vuelos poder hacer predicciones más correctas.

Se corroboró la importancia del recubrimiento exterior y se logró asentar como acierto la elección de la pintura blanca como recubrimiento exterior pues de esta forma el instrumento se mantuvo en los rangos de temperatura deseados, dicha importancia es incluso acentuada por el hecho que toda la góndola se encontraba pintada de blanco debido a que los expertos en el análisis térmico de NASA también así lo habían considerado.

Finalmente es de remarcar el papel que tuvieron las pruebas térmicas realizadas previamente al vuelo en la cámara de vacío térmico (ver apéndice I), pues durante estas pruebas se encontró el grave problema de calentamiento de una de las tarjetas electrónicas y la cual, de no haber sido identificado el problema, pudo haber presentado fallas por sobrecalentamiento en el vuelo, y al ser esta tarjeta uno de los sistemas que proveen energía a los demás, pudo haber terminado como un total fallo la misión. Dicha situación como se mencionó antes pudo ser identificada y se colocó el disipador de cobre que solucionó el problema.

El vuelo cumplió su objetivo y se obtuvo muy valiosa información sobre el comportamiento

térmico de los sistemas para vuelos suborbitales con lo cual podemos considerar que la misión AEMB-F1 ha sido un gran éxito y un gran paso en el desarrollo de las plataformas de pruebas suborbitales en México.

4.2 EUSO-BALLOON

El modelo con sus diferentes variantes parece cubrir un gran rango de necesidades térmicas que se puedan requerir dependiendo del ambiente de vuelo del globo, es decir, si el vuelo fuera a realizarse en lugares diferentes a Timmings el aislamiento podría ser fácilmente acondicionado para que el globo se encuentre en un rango de temperatura seguro. Por otro lado los resultados al dar tantos valores y comportamientos diferentes también dejan claro que es de vital importancia los resultados que se den en las pruebas en el simulador térmico de CNES pues esto nos dará una idea clara de cuáles son los contactos térmicos reales entre los componentes y su disipación, es de remarcar su importancia pues sólo una prueba y caracterización experimental del dispositivo nos dará los parámetros necesarios para realizar una simulación precisa y de alta confiabilidad. En este trabajo se presentan varios resultados en diferentes escenarios posibles pero es de recordar que las simulaciones no pueden en ningún momento sustituir las pruebas experimentales reales ya que son estas las que dan la pauta para identificar el escenario real esperado y a partir de estas tener una buena simulación con un pequeño margen de error para el vuelo.

Apéndice I: Pruebas de termo-vacío

Como parte de las pruebas previas al lanzamiento de la carga útil se realizaron pruebas de termo-vacío en el laboratorio de detectores del Instituto de Ciencias Nucleares de la UNAM con la ayuda de compañeros encargados del diseño de la electrónica. Estas pruebas consistieron en pruebas no destructivas debido al poco margen de tiempo con el que se contaba, en las pruebas el procedimiento fue el colocar el instrumento en una campana de vacío la cual alcanzó aproximadamente 1×10^{-3} bar de presión y la cual cuenta con una placa en su interior la cual puede calentarse o enfriarse para simular las condiciones de temperatura y presión a las que se encontrará el dispositivo en el vuelo. Lamentablemente la cámara aún no cuenta con un sistema de venteo, por lo que al calentar y enfriar por medio de sólo una placa inferior se tienen gradientes de temperatura bastante grandes, los cuales, son medianamente mitigados por la buena conducción térmica del aluminio de la estructura de PIXQUI, pero siguen siendo relevantes y por tanto deben ser tomados en cuenta al comparar las temperaturas entre los componentes cercanos a la placa y los más alejados de ella.



Figura 79: Cámara de vacío con el dispositivo en el interior.

La cámara de vacío había presentado problemas para disminuir la temperatura por lo que se le hizo una adaptación en la cual se le colocó una cubierta aislante alrededor y dentro de la cual se forzó la

entrada de aire enfriado con nitrógeno líquido. Con esta modificación se logró disminuir la temperatura alrededor de 10 grados más de lo logrado anteriormente, sin embargo las temperaturas con el dispositivo dentro continuaron un tanto elevadas. A pesar de esto se continuó la prueba pues la principal preocupación durante el vuelo es el sobrecalentamiento que pudiera existir por la sobre exposición al sol.

Debido a que la cámara de vacío dispone de espacio limitado, el dispositivo fue introducido sin su cubierta externa y simplemente sus módulos internos fueron metidos dentro. La principal preocupación durante la prueba es que se dañasen los componentes electrónicos, ya que no existía un remplazo rapido para muchos de ellos, por lo tanto se colocó termistores sobre cada uno de los chips principales y se hizo el monitoreo en tiempo real para poder abortar la prueba en caso de un acercamiento peligroso a los límites de operación de los componentes (en los componentes importantes dichos límites eran de -40°C a 85°C a excepción de los reguladores que pueden soportar hasta 115°C) y en este caso se estableció que si un componente pasaba los 80°C sería bajada la temperatura inmediatamente. A continuación se muestran los resultados obtenidos durante la prueba

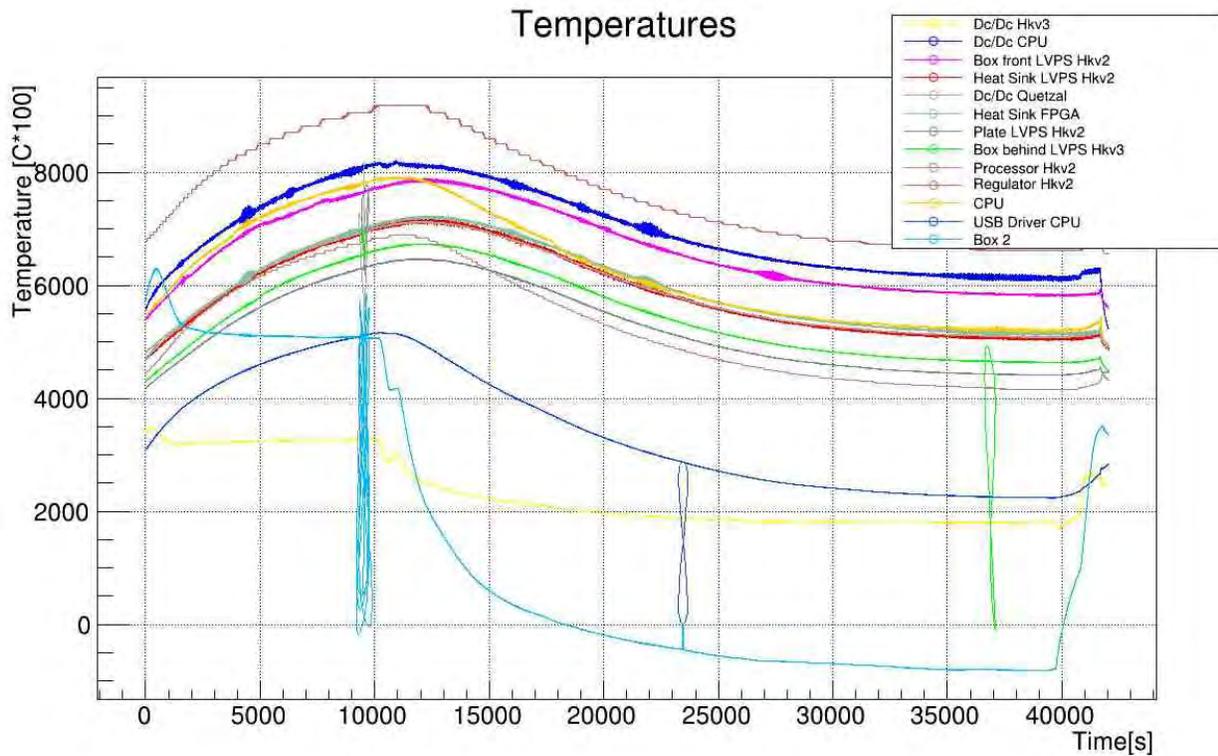


Figura 80: Gráficos de las temperaturas registradas en los componentes durante la prueba de termo-vacío (las líneas verticales son errores que hubo en el sistema de toma de datos y deben ser entendidas como pequeños errores de medición por lo que son ignorados)

Durante la prueba se llevó a cabo un ciclo donde se inició por comenzar a operar la bomba de vacío, una vez en la presión mínima estable se encendió el control térmico y los componentes así como el sistema de adquisición de datos y se estableció la temperatura objetivo dentro de la cámara de vacío a 40°C , sin embargo en la prueba el convertidor DC/DC del LVPS 2 alcanzó temperaturas muy altas que ponían en riesgo la integridad del componente pasando los 80°C , con lo cual aproximadamente a las 4 h de operación se disminuyó la temperatura de la cámara, se estableció ahora el ciclado en frío abriendo la ventilación de aire enfriado con nitrógeno y estableciendo la campana en modo de enfriamiento.



Figura 81: Cámara de vacío conectada al nitrógeno líquido para enfriar

Una vez finalizada la prueba se decidió que las temperaturas alcanzadas por el convertidor DC/DC eran en extremo altas por lo que se decidió colocar una lámina de cobre pegada al convertidor a modo de disipador utilizando un pegamento de alta conducción térmica.

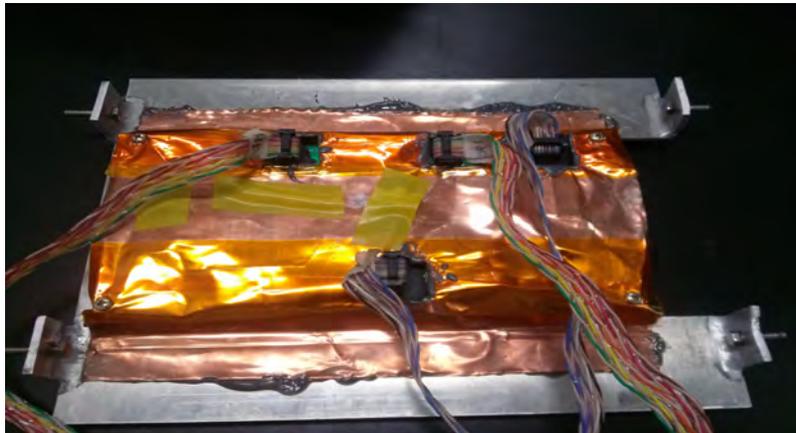


Figura 82: LVPS 2 con el disipador de cobre pegado encima.

Con esta mejora se realizó nuevamente una prueba a alta temperatura y se encontró que la temperatura del convertidor no superó los 50°C con lo que se dio por solucionado el problema de calentamiento.

Referencias

- [1] “Agencia Espacial Mexicana.” [Online]. Available: www.aem.gob.mx.
- [2] “Instituto de Ciencias Nucleares UNAM.” [Online]. Available: www.nucleares.unam.mx.
- [3] DGCS, “PIXQUI, Proyecto que facilitará la producción de tecnología espacial mexicana,” *Boletín UNAM-DGCS-511*, México, 25-Aug-2013.
- [4] NASA, “Columbia Scientific Balloon Facility.” [Online]. Available: www.csbf.nasa.gov.
- [5] “NASA.” [Online]. Available: www.nasa.gov.
- [6] “Facultad de Ingeniería UNAM.” [Online]. Available: www.ingenieria.unam.mx.
- [7] “C & R Technologies.” [Online]. Available: <http://www.crtech.com/radcad.html>.
- [8] Gustavo Medina Tanco, “Participación de la UNAM en el proyecto espacial JEM-EUSO,” *ICN*, 2013. [Online]. Available: http://www.nucleares.unam.mx/icn2/index.php?option=com_content&view=article&id=351&Itemid=169.
- [9] “CNES.” [Online]. Available: <http://www.cnes.fr>.
- [10] “Instituto de Ingeniería UNAM.” [Online]. Available: <http://www.iingen.unam.mx>.
- [11] I. Du and P. De, “Specification d’environnement thermique externe c,” 2014.
- [12] J. Vidal, “Analyses thermiques – Nacelle EUSO Ballon Contexte de l ’ étude,” 2012.
- [13] Y. A. Cengel, “Heat Transfer ; 2nd Edition.”
- [14] T. Architecture, “Euso balloon instrument,” 2012.
- [15] “Monte Carlo methods.” [Online]. Available: <http://www.cs.nyu.edu/courses/fall06/G22.2112-001/MonteCarlo.pdf>.
- [16] COLUMBIA SCIENTIFIC BALLOON FACILITY, “Structural requirements and recomendations for balloon gondola design,” 2013.
- [17] Gustavo Medina Tanco and F. Trillaud, “EUSO – BALLOON EUSO-BALLOON,” 2012.
- [18] C. A. B. Allons and A. T. En, “SPECIFICATION D ’ ENVIRONNEMENT THERMIQUE EXTERNE,” 2014.
- [19] F. Trillaud, “Thermal analysis EUSO-Balloon 09/04/13.”