

**Estudio de factibilidad de un sistema de control
térmico pasivo para una misión satelital tipo
CubeSat de tres unidades (3U)**

Cristian Esteban Arango

Estudio de factibilidad de un sistema de control térmico pasivo para una misión satelital tipo CubeSat de tres unidades (3U)

Cristian Esteban Arango

Documento presentado como requisito parcial para optar por el título de
Ingeniero Mecánico

Director:

Ph.D. Jairo Antonio Valdés

Codirector:

Ph.D. Albio de Jesus Gutierrez

Línea de investigación:

Control térmico en sistema aeroespaciales

Grupo de Investigación:

Equipo de Investigación en Desarrollo y
EXploración Aeroespacial (IDEXA)

Universidad del Valle

Escuela de Ingeniería Mecánica

Cali, Colombia

Diciembre de 2020

A mi Padre
Luis G. Arango

Agradecimientos

QUIERO expresar mi más sincera gratitud a mi director de tesis Jairo Antonio Valdés, por brindarme su guía y apoyo durante toda la realización de este proyecto, y por siempre compartir sus valiosos conocimientos y consejos.

Me gustaría agradecer al profesor corresponsable y líder del grupo de la Universidad del Valle; Francisco Luis Hernández Torres, por su paciencia y disposición, y por su constante confianza en las capacidades de todo el equipo.

También le agradezco a todos los miembros de la misión LEOPAR, por permitirme hacer parte de un proyecto de esta magnitud y poder desarrollar esta tesis en colaboración con todos.

Quiero agradecer especialmente a mi madre; Maegny Cotacio, quien aunque no siempre entendía lo que decía, me brindó todo su apoyo cada día y noche que pasé escribiendo este trabajo. A mi padre; Luis Guillermo Arango, a quien le debo la persona que soy ahora, y a quien dedico este trabajo.

Por ultimo, y no menos importante, le agradezco a mis amigos no solo por su apoyo y aliento, sino también por permitirme vivir increíbles momentos con ellos durante mi etapa en la universidad.

Cristian Arango, 2022

Resumen

El control de la deforestación, monitoreo frecuente de parques nacionales naturales, identificación de vegetación, agricultura de precisión, prevención de desastres naturales y el apoyo a la gestión de inventarios forestales, conforman una serie de necesidades que al día de hoy no han sido cubiertas por parte del país. Debido a lo anterior, resulta imprescindible el desarrollo de una herramienta satelital que permita el monitoreo y registro continuo de todo el territorio colombiano. Este trabajo surge como parte de la misión satelital LEOPAR: un CubeSat de 3U para el monitoreo de áreas forestales por medio de imágenes multiespectrales. El objetivo de este trabajo es la determinación del grado de factibilidad térmica de todos los subsistemas internos y externos al satélite.

Las cargas de radiación solar, infrarroja terrestre y albedo fueron determinadas mediante el desarrollo de un algoritmo de computo en MATLAB. Los resultados fueron contrastados con el software comercial SYTEMA/THERMICA. En relación al calculo de temperaturas, distintos modelos térmicos del LEOPAR, con diferentes esquemas de discretización y solución, fueron implementados en MATLAB y ANSYS. Los resultados indican que los módulos: PLD, Baterías y GPS patch presentan regímenes de temperatura por fuera de los limites permisibles. Debido a esto, fue necesario determinar un conjunto de requerimientos de rediseño, que le permitieran operar a todos los subsistemas dentro de los limites seguros de trabajo. La implementación de estas modificaciones garantiza que la arquitectura completa del satélite satisfaga los limites de operación térmica definidos.

Palabras clave: CubeSat, LEOPAR, Análisis Térmico, Radiación, Espacio, MATLAB, Elementos Finitos.

Abstract

The control of deforestation, frequent monitoring of national natural parks, identification of vegetation, precision agriculture, prevention of natural disasters and support for the management of forest inventories, establish a series of needs that, nowadays, not have been solved in the country. Therefore, it is essential to develop a satellite tool that allows continuous monitoring and recording of the entire Colombian territory. This work arises as part of the LEOPAR satellite mission: a 3U CubeSat for monitoring forest areas through multispectral images. The objective of this work is to determine the level of thermal feasibility of all internal and external satellite subsystems.

Solar, terrestrial infrared, and albedo radiation loads were determined by developing a computational algorithm in MATLAB. The results were compared with respect to SYTEMA/THERMICA. Regarding to the temperatures calculation, various LEOPAR thermal models, with different discretization and solution schemes, were implemented in MATLAB and ANSYS. The results indicate that the PLD, Batteries and GPS patch modules present temperature profiles outside the permissible limits. Hence, it was necessary to determine a set of redesign requirements that allow all subsystems to operate within safe working limits. The implementation of these modifications ensures that the entire architecture of the satellite satisfies the defined thermal operating limits.

Keywords: CubeSat, LEOPAR, Thermal Analysis, Radiation, Space, MATLAB, Finite elements.

Contenido

Lista de figuras	IX
Lista de tablas	XII
1. Introducción	1
1.1. Planteamiento del problema	1
1.2. Objetivos	2
1.2.1. Objetivo General	2
1.2.2. Objetivos específicos	3
1.3. Estado del arte	3
1.3.1. Nivel nacional	3
1.3.2. Nivel internacional	4
2. Marco teórico	6
2.1. Satélites tipo CubeSat	6
2.2. Metodologías de control térmico en satélites	7
2.3. Pruebas térmicas y filosofía de modelamiento	7
2.4. Mecánica Orbital	10
2.4.1. Elementos Keplerianos	10
2.5. Transferencia de calor	12
2.5.1. Conducción	12
2.5.2. Radiación	13
2.6. Condiciones térmicas en el espacio	17
2.6.1. Radiación solar	17
2.6.2. Radiación infrarroja terrestre	18
2.6.3. Radiación de albedo	18
2.7. Ecuaciones de gobierno	18
2.7.1. Método de parámetro agrupado	19
2.7.2. Método de elementos finitos	19
3. Especificaciones de misión	21
3.1. Satélite LEOPAR	21
3.1.1. Chasis	23
3.1.2. Paneles solares	23
3.1.3. Sistema de comando y control de datos (OBC)	24
3.1.4. Módulo de Baterías	25
3.1.5. Sistema de potencia eléctrica (EPS)	26
3.1.6. Sistema de control y determinación de actitud (ADCS)	26

3.1.7. Módulo de comunicaciones (COMMS)	27
3.1.8. Módulo GPS	28
3.1.9. Módulo de interfase solar (SIM)	29
3.1.10. Modulo de Carga útil (PLD)	29
3.1.11. Arquitectura de control térmico	30
3.2. Requerimientos térmicos	31
3.3. Definición de órbita	32
3.4. Modos de operación y de actitud	34
3.4.1. Adquisición	35
3.4.2. Carga de Baterías	35
3.5. Variación del vector solar y ángulo beta:	36
4. Cálculo de cargas de radiación externas	39
4.1. Radiación solar	41
4.2. Radiación infrarroja	42
4.3. Radiación de albedo	44
4.4. Resultados	45
4.4.1. Modo de Adquisición	45
4.4.2. Modo de Carga de Baterías	48
5. Modelo térmico monoparámetro	52
5.1. Temperatura de sumidero vs Temperatura de estado cíclico	52
5.1.1. Temperatura de sumidero	52
5.1.2. Temperatura de estado cíclico	53
6. Modelo térmico multiparámetro	58
6.1. Rediseño de órbita	58
6.2. Definición de casos límite de ingeniería	58
6.2.1. Peor caso caliente (WHC)	59
6.2.2. Peor caso frío (WCC)	60
6.3. Modelo geométrico-Matemático (GMM)	61
6.4. Modelo térmico-Matemático (TMM)	62
6.4.1. Red de radiación	62
6.4.2. Red de conducción	63
6.4.3. Masas y calores específicos	69
6.5. Linealización y solución de la ecuación de la energía	71
6.6. Resultados	74
6.7. Análisis de consistencia	76
7. Modelo térmico en elementos finitos	78
7.1. Propiedades termo-ópticas	78
7.2. Dominio computacional y malla	80
7.3. Pre-procesamiento y condiciones de frontera	83
7.4. Resultados	83
7.5. Determinación de factibilidad	86
7.5.1. Análisis de subsistemas en riesgo	88

8. Conclusiones y trabajos futuros	91
8.1. Conclusiones	91
8.2. Trabajos futuros	93
A. Limites de integración para el calculo de los flujos de radiación orbitales	94
A.1. Introducción	94
A.2. Calculo de limites de integración	95
A.2.1. Campo de visión del satélite	95
A.2.2. Plano de superficie de la placa	95
A.2.3. El plano terminador	96
A.3. Algoritmo de calculo y método de integración	97
A.3.1. Región de integración para radiación infrarroja	97
A.3.2. Región de integración para radiación de albedo	97
A.3.3. Método de integración	98
B. Ecuaciones para el calculo de factores de visión	99
B.1. Factor de visión para radiación terrestre	99
B.2. Factor de visión entre placas perpendiculares	100
B.3. Factor de visión entre placas paralelas	101
C. Distribución térmica externa del LEOPAR	102
Bibliografía	103

Lista de Figuras

1-1. Árbol del problema	2
1-2. Árbol de objetivos	2
2-1. Tamaños estándares de satélites tipo CubeSat. Tomado de [Mabrouk, 2020].	7
2-2. Terminología de márgenes térmicos para programas de GSFC/NASA. Tomada y modificada de [Standard, 2021].	8
2-3. Elementos clásicos orbitales.	10
2-4. Potencia de emisión espectral de cuerpo negro a una temperatura de $5800K$ comparada con los datos de irradiación solar extraterrestre y global total reportada en [Standard, 1998].	14
2-5. Esquema para ilustrar las relaciones de factores de visión en superficies compuestas. Tomada y modificada de [Bergman et al., 2011].	16
2-6. Condiciones térmicas en el espacio y balance de energía.	17
3-1. Modelo CAD del satélite LEOPAR.	22
3-2. Vista de módulos internos del LEOPAR. (Los paneles desplegables y las antenas fueron suprimidos en esta vista).	22
3-3. Vista del Chasis.	23
3-4. Vista de paneles desplegables.	24
3-5. Vista del módulo OBC.	25
3-6. Vista módulo de baterías.	25
3-7. Vista módulo EPS.	26
3-8. Vista módulo ADCS MAI-400.	27
3-9. Vista módulo de comunicaciones COMM-UHF.	27
3-10. Vista módulo High Rise - GPS patch. Compact GNSS active patch antenna [EXA, 2021].	28
3-11. Vista módulo SIM.	29
3-12. Vista modulo de carga útil PLD.	30
3-13. Arquitectura de control térmico y balance de energía	31
3-14. Trayectoria de órbita del FACSAT-1 en un sistema de coordenadas geocéntrico.	33
3-15. Esquema de modos de actitud.	35
3-16. Potencia de radiación solar disponible para trabajo eléctrico. Órbita: Caso 2 - $6859,054 km$ SSO - $136,7955^\circ$ RAAN (tabla 3-3).	36
3-17. Órbita del sol sobre la eclíptica	37
3-18. Variación del ángulo β para los siguientes 365 desde febrero 27 del 2021.	38
4-1. Vistas del modelo CAD del satélite LEOPAR con un sistema coordinado fijo a la estructura.	39

4-2. Marco de referencia geométrico (LEOPAR - Tierra) para el cálculo del flujo de radiación externa (albedo, radiación solar y radiación infrarroja).	40
4-3. Configuración de rayos solares (Zona de eclipse)	42
4-4. Factor de visión para radiación terrestre. Solución analítica y numérica con 400 celdas en el dominio.	43
4-5. Factor de visión por radiación de albedo con $\phi_s = 180^\circ$	45
4-6. Curvas de potencia de radiación externa. Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles no desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	46
4-7. Curvas de potencia de radiación externa. Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	47
4-8. Curvas de potencia de radiación externa Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles no desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	49
4-9. Curvas de potencia de radiación externa Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	50
5-1. Proceso de convergencia para condición de estado cíclico. Tomada y modificada de [Kellens, 2018].	54
5-2. Curva de convergencia de temperatura - Modelo estado cíclico transitorio.	55
5-3. Perfil de temperaturas de estado cíclico y análisis de sensibilidad del calor específico. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	56
5-4. Perfil de temperaturas de estado cíclico y análisis de sensibilidad de altura de órbita. Órbita: Casos 1, 2 y 3 (tabla 3-3).	57
6-1. Curvas de presupuesto de potencia. Tomadas y modificadas de [USA, 2022].	59
6-2. Modelo geométrico-matemático para el análisis térmico multiparámetro.	61
6-3. Composición interna de paneles desplegables.	64
6-4. Composición interna de paneles laterales (sin celdas solares).	65
6-5. Red de conductancias entre módulos. Vista Bus Stack.	66
6-6. Red de conductancias del chasis.	67
6-7. Análisis por elementos finitos para el módulo High Rise.	68
6-8. Convergencia del flujo de calor a través del módulo High-Rise	68
6-9. Perfiles de temperatura. Caso de máxima carga térmica (WHC)	75
6-10. Perfiles de temperatura. Caso de mínima carga térmica (WCC).	75
6-11. Análisis de consistencia entre el modelo monoparamétrico y multiparámetro.	76
7-1. Dominio computacional. Paneles y estructura.	81
7-2. Dominio computacional. Bus Stack.	82
7-3. Análisis de convergencia. Modelo en elementos finitos.	82
7-4. Distribución de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WHC.	84
7-5. Perfiles de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WHC.	84

7-6. Campo de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WCC.	85
7-7. Perfiles de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WCC.	86
7-8. Intervalos de operación teóricos y permisibles. Modo de Adquisición.	86
7-9. Intervalos de operación teóricos y permisibles. Modo de Carga de Baterías. . . .	87
7-10. Campo de temperaturas módulo PLD. Modo de Adquisición.	89
7-11. Campo de temperaturas módulo de Baterías. Modo de Carga de Baterías. . . .	89
7-12. Campo de temperaturas módulo GPS patch. Modo de Carga de Baterías. . . .	90
 A-1. Vista frontal y superior del arreglo placa-planeta	 94
 B-1. Geometría para el calculo del factor de visión por radiación terrestre.	 99
B-2. Arreglo de dos superficies en planos perpendiculares.	100
B-3. Arreglo de dos superficies en planos paralelos.	101
 C-1. Distribución térmica externa del LEOPAR. Modelo en elementos finitos.	 102

Lista de Tablas

3-1.	Requerimientos térmicos del LEOPAR.	31
3-2.	Elementos Keplerianos del FACSAT1 tomados el 27-Febrero-2021, 22 h 26 min 11 s UTC.	32
3-3.	Elementos de Kepler para tres tipos de órbita SSO.	34
3-4.	Consumo de potencia por modo de operación.	34
4-1.	Propiedades ópticas promedio del LEOPAR. Cálculo de cargas de radiación. . . .	45
4-2.	Energía de radiación total absorbida por órbita. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	48
4-3.	Energía de radiación total absorbida por órbita. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).	51
5-1.	Valores máximos y mínimos de temperatura de sumidero. Modo de operación: <i>Adquisición</i>	53
5-2.	Valores máximos y mínimos de temperatura de sumidero. Modo de operación: <i>Carga de Baterías</i>	53
5-3.	Propiedades para el Cálculo del calor específico de mezcla del LEOPAR. Tomada y modificada de [Pumpkin, 2013]	55
6-1.	Elementos Keplerianos seleccionados para el LEOPAR. Época: 1 enero 2021 17:00:00 UTC.	58
6-2.	Energía total disipada por órbita en [mWh] sobre cada subsistema.	60
6-3.	Parámetros seleccionados para los casos WHC y WCC.	61
6-4.	Descripción de la red nodal por subsistema/superficie/frontera.	62
6-5.	Propiedades ópticas - modelo multinodal	63
6-6.	Propiedades conductivas para los paneles desplegables.	65
6-7.	Propiedades de masa y calor específico para los paneles desplegables.	69
6-8.	Propiedades termofísicas del ADCS.	71
6-9.	Resumen de propiedades de masa y capacidades calóricas por nodo.	71
7-1.	Propiedades termofísicas del LEOPAR. Modelo en elementos finitos.	79
7-2.	Propiedades ópticas del LEOPAR.	80
7-3.	Intervalos y márgenes de operación. Modo de Adquisición.	88
7-4.	Intervalos y márgenes de operación. Modo de Carga de Baterías.	88

Lista de símbolos

Abreviaturas

Abreviatura	Termino
AFT	Allowable Flight Temperature
ASTM	American Society for Testing and Materials
ADCS	Attitude Determination and Control System
BCR	Battery Charge Regulators
BOL	Beginning Of Life
CAD	Computer Aided Design
C&DH	Command and Data Handling
COMM-UHF	Communication module UHF
COMM-S	Communication module S band
CMOS	Complementary Metal Oxide Semiconductor
COTS	Commercial off-the-shelf
CSK	Pumpkin CubeSat Kit
EOL	End Of Life
EPS	Electrical Power System
FEM	Finite Element Method
GEO	Geosynchronous Orbit
GEVS	General Environmental Verification Standard
GMM	Geometric Mathematical Model
IR	Infrared Radiation
LEO	Low Earth Orbit
LIPO	lithium-ion Polymer
LACP	Large Aperture Cover Plate
MB	Mother board
MEO	Mean Earth Orbit
NASA	National Aeronautic and Space Administration
OBC	On Board Computer
PCB	Printed Circuit Board
PFCU	Processing Formatting and Control Unit
PLD	Payload
PPM	Pluggable Processor Module
PRM	Panel Release Mechanisms
RAAN	Right Ascension of the Ascending Node
SIM	Solar Interface Module
SSO	Sun-Synchronous Orbit

Abreviatura	Termino
TMM	Thermal Mathematical Model
WCC	Worst Cold Case
WHC	Worst Hot Case

Capítulo 1

Introducción

1.1. Planteamiento del problema

En la actualidad, los programas de monitoreo y estudio de fenómenos terrestres han alcanzado un grado de importancia tan relevante, que la economía, seguridad y vitalidad ambiental de las naciones reposa sobre la observación rutinaria de la superficie terrestre. Debido al evidente crecimiento industrial en este sector, al día de hoy se han multiplicado los servicios y aplicaciones de la información satelital, tales como adquisición de imágenes, procesamiento de datos y sistemas de información geográfica.

Los satélites tipo CubeSat caen dentro de la categoría de nano-satélite con dimensiones de 10 cm $\times$ 10 cm $\times$ 10 cm y un peso no mayor a 1.33 kg por unidad. Debido a su tamaño reducido, y arquitectura estandarizada, este tipo de tecnología satelital posee una notable ventaja en términos de costos técnicos de misión e investigaciones científicas, convirtiéndolo en un atractivo para muchas universidades y compañías en el mundo.

Este proyecto se desarrolla como parte de la misión LEOPAR, la cual surgió con el objetivo de cubrir ciertas necesidades en torno al territorio nacional, tales como: monitoreo frecuente de vegetación y parques nacionales, identificación de vegetación y agricultura de precisión, medición de cuerpos de agua, actividades Geo científicas relacionadas a la detección de minerales y tipos de suelo en zonas de difícil acceso, análisis temporal de la deforestación y apoyo a la gestión de inventarios forestales de grandes áreas. Por lo anterior, se hace necesario la generación de capacidades técnicas que le permitan al país incursionar en nuevas misiones espaciales, que asienten las bases para un programa espacial colombiano, mediante un trabajo interdisciplinario coordinado que a su vez fomente el fortalecimiento de grupos y redes de investigación.

Ahora bien, al igual que cualquier proyecto que involucre el uso de tecnología aeroespacial, el éxito de esta misión depende altamente de las condiciones térmicas a las cuales se verá sometido el LEOPAR durante su operación. El problema central de este documento se basa en poder determinar si el sistema de control térmico que posee el modelo de prueba actual del satélite, permite satisfacer los rangos de temperatura admisibles de cada uno de los subsistemas internos, bajo las drásticas condiciones de radiación en el espacio. Aunque el diseño y construcción de un sistema de control térmico específico para el LEOPAR, así como el desarrollo de pruebas experimentales en cámaras de termovació, no están dentro del alcance de este trabajo, el modelo térmico producto de este estudio, constituye una herramienta que permitirá realizar procesos de evaluación y rediseño en fases posteriores a la culminación de este proyecto. Con el objetivo de presentar de forma breve el hilo lógico-conductor que conecta las causas y efectos del desarrollo de este proyecto, la figura **1-1** muestra el diagrama del árbol del problema en función de las

causas esenciales e indirectas que lo rodean así como sus manifestaciones y consecuencias:

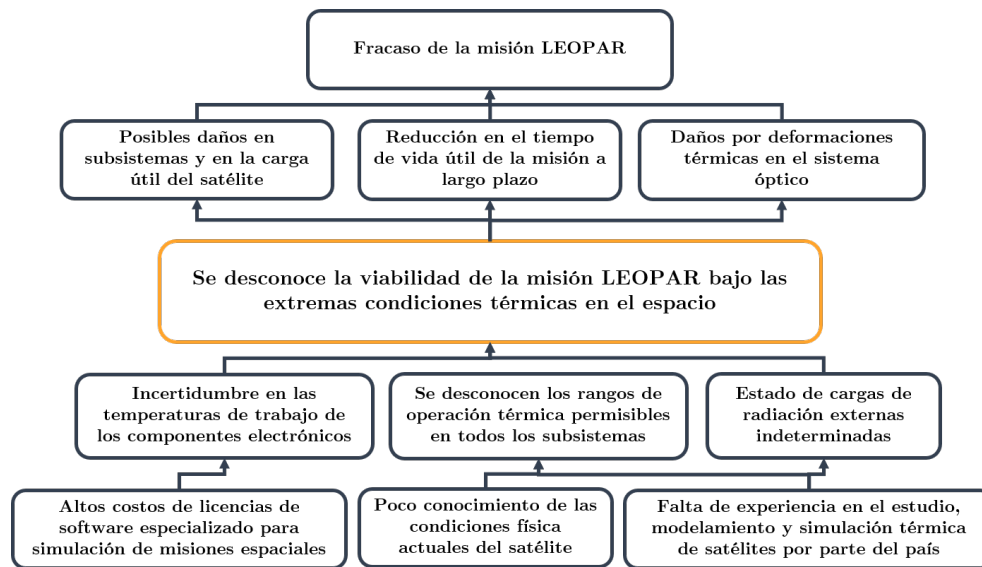


Figura 1-1: Árbol del problema

Por otra parte, la figura 1-2 muestra el esquema que recoge los criterios de evaluación que permiten brindar una adecuada solución al problema dispuesto:

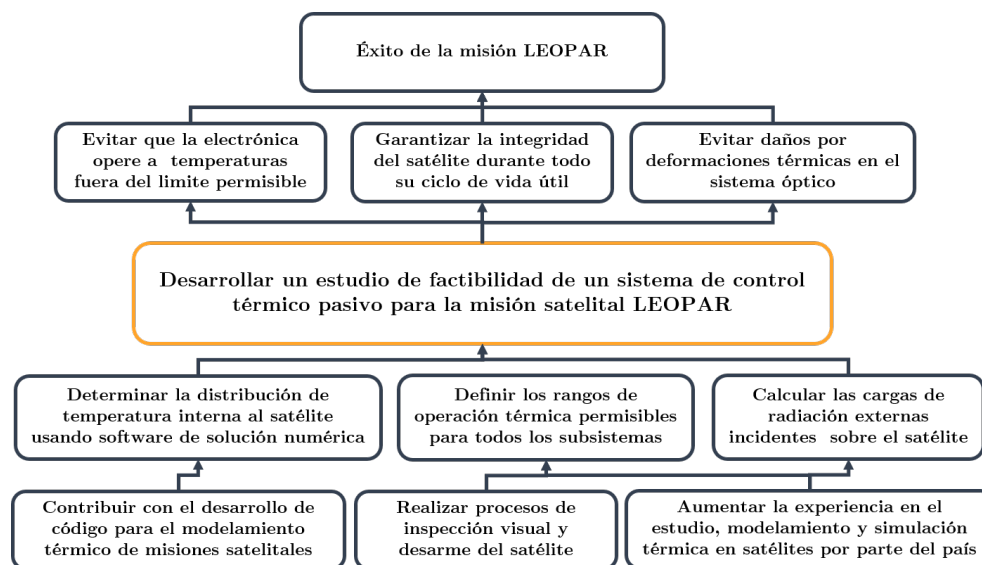


Figura 1-2: Árbol de objetivos

1.2. Objetivos

1.2.1. Objetivo General

Desarrollar un estudio de factibilidad de un sistema de control térmico pasivo para una misión satelital tipo CubeSat de tres unidades (3U) – LEOPAR - con un módulo de adquisición de imágenes como carga útil para observación de la Tierra.

1.2.2. Objetivos específicos

- Definir los requerimientos térmicos de los subsistemas y de la carga útil del satélite.
- Cuantificar las condiciones térmicas de operación del satélite durante cada ciclo orbital usando un algoritmo de cálculo.
- Determinar la distribución de temperatura interna al satélite usando software de solución numérica.

1.3. Estado del arte

La iniciativa CubeSat tuvo origen hacia el año 1999 cuando la Universidad Estatal de California y la Universidad de Stanford decidieron implementar una nueva metodología de enseñanza orientada hacia la adquisición de competencias mucho más cercanas a la industria aeroespacial y que estuviera dentro de la capacidad económica de una universidad [Toorian et al., 2008]. Desde entonces, los programas CubeSat se han convertido el atractivo tecnológico ideal de muchas universidades e institutos en el mundo. Su forma y tamaño estandarizada proveen un notable ahorro en términos de investigación, desarrollo y mano de obra.

1.3.1. Nivel nacional

Colombia ha sido uno de los países que también ha decidido incursionar en esta tecnología. A la fecha, el país cuenta con un total de dos proyectos satelitales de órbita baja.

- **2005-2007** La Universidad Sergio Arboleda desarrolla y culmina la primera misión satelital en el país. El objetivo del proyecto era registrar datos telemétricos provenientes del espacio, comprobar los diseños electrónicos para uso en aplicaciones espaciales y demostrar la capacidad colombiana para adentrarse en la carrera espacial [Olarte and Sanjuán, 2013]. La misión tuvo una duración total de 30 días y a la fecha no existe un consolidado del análisis de las señales obtenidas durante este periodo. Sin embargo, [Portilla, 2012] reporta información útil respecto a la cinemática orbital de la misión.
- **2011-2018** La Fuerza Área Colombiana concibe el FACSAT-1 en el año 2011 en respuesta al lento progreso de la Comisión Espacial Colombiana, con el objetivo de desarrollar un CubeSat 3U para observación de la tierra. El proyecto empleó un bus de nave espacial de imágenes en miniatura (MISC) de Pumpkin Space Systems y fue integrado a nivel local por Sequoia Space¹ [Aérea, 2020]. El lanzamiento fue realizado en noviembre del 2018 y a la fecha aún se encuentra en funcionamiento. Sus coordenadas espaciales pueden ser monitoreadas en tiempo real a través de [N2YO, 2020] mediante el código 43721 asignado a la misión internacionalmente.
- **2011 - 2012** La universidad Sergio Arboleda reinicia en 2011 el proyecto “Libertad”, esta vez con una propuesta de nanosatélite CubeSat 3U denominado Libertad 2, con el objetivo de capturar imágenes terrestres de la superficie Colombiana desde una órbita LEO. Sin embargo, la misión no ha sido puesta en órbita a la fecha. En cuanto al análisis térmico de la misión, [Garzón and Villanueva, 2018] desarrollan un modelo que predice

¹Sequoia Space y Pumpkin Space Systems conforman dos compañías dedicadas a la fabricación de dispositivos aeroespaciales, localizadas en Bogotá - Colombia y San Francisco-USA respectivamente

las condiciones térmicas de un CubeSat en órbita y contrastan lo obtenido con el software comercial ESATAN-TMS. [Soliz et al., 2015] también reporta información a detalle respecto al diseño y análisis de misión.

- **2020 - 2021** Universidad Sergio Arboleda, [Campos, 2021]. Se realiza el análisis térmico por radicación de la misión satelital Libertad 2. Para ello se construye un modelo del satélite en el software ESATAN-TMS, basado en el método de parámetro concentrado. La geometría discretizada posee un total de 481 nodos en la red. Los resultados obtenidos sugieren que todos los subsistemas operan dentro del rango de operación establecido por el fabricante.

1.3.2. Nivel internacional

En el ámbito internacional, esta tecnología ha sido altamente explotada desde sus inicios. Hasta el 4 de octubre del 2020, [nanosats.eu, 2020] reporta un total de 1302 CubeSats lanzados. Por ello, aquí se prestará mayor atención a los avances realizados en torno al control térmico de misiones satelitales.

- **2008-2009**, Universidad de Liège, [Jacques, 2009]. Se realiza el diseño térmico de la misión OUFTI-1. Con este fin, se generaron diferentes modelos del satélite (de alta y baja complejidad), con ayuda del software MATLAB y ESATAN-TMS. A partir de los resultados obtenidos, se propusieron las medidas apropiadas para asegurar que todos los subsistemas operen dentro de los rangos de temperatura permitidos.
- **2008 - 2010**, Instituto Tecnológico de Massachusetts, [Richmond, 2010]. Se diseña un método adaptativo para la evaluación térmica de pequeños satélites con el objetivo de proveer una solución a los elevados presupuestos, jornadas de trabajo y personal especializado, requeridos en proyectos que involucren el control térmico de sistemas aeroespaciales. La herramienta producto consiste de un modelo generado en MATLAB y su manual de usuario.
- **2011-2012**, Universidad del Estado de Pensilvania, [Garzon, 2012]. Este trabajo comprende el análisis y desarrollo de un sistema de control térmico para la misión satelital OSIRIS-3U. Este estudio fue llevado a cabo empelando cálculos analíticos de balance de energía, así como un modelo en elementos finitos generado en el software COMSOL Multiphysics. Las simulaciones en estado transitorio revelaron que el satélite experimenta temperaturas de entre 109°C y -12°C . Adicional a esto, se realizó un estudio de eficiencia de generadores termoelectricos de película delgada. Los resultados indican que, debido a las restricciones de costo y masa en satélites tipo CubeSat, la tecnología actual de termo-generadores no es una alternativa viable.
- **2011 - 2012**, Universidad Técnica de Múnich, [Reiss, 2012]. Se examinan algunos de los problemas relacionados al análisis térmico de misiones satelitales tipo CubeSats. Adicionalmente, se desarrolló un algoritmo de trazado de rayos para el cálculo de radiación externa. El modelo fue implementado en MATLAB y los resultados fueron validados respecto al software comercial ESATAN-TMS.
- **2012 - 2016**, Universidad de Chile, [Escobar et al., 2016] desarrollan un método de optimización basado en algoritmos genéticos para el diseño de un sistema de control térmico

pasivo de la misión satelital SUCHAI (3U). El algoritmo es desarrollado en paralelo con un modelo en elementos finitos para la evaluación de la función de ajuste en cada generación.

- **2014 - 2016**, Universidad Tecnológica de Luleå, [Flecht, 2016]. En este trabajo se desarrolla el modelo térmico de dos misiones tipo CubeSat. El objetivo del proyecto fue verificar la viabilidad de la misión satelital PICSAT, y realizar una primera estimación de los límites de operación térmica que experimentará el nanosatelite CIRCUS. Para ello, se generó un modelo en donde los componentes más relevantes de cada satélite, así como sus propiedades termomecánicas, fueron representadas por nodos. Las simulaciones se desarrollaron en el software SYSTEMA/THERMICA considerando los escenarios más críticos, con el objetivo de cubrir todos los posibles rangos de temperatura. Los resultados arrojaron intervalos de temperatura de entre -50°C y 73°C para el PICSAT, y -52°C y 80°C para el CIRCUS.
- **2017 - 2018**, Universidad de Liège, [Kellens, 2018]. Como parte de su tesis de maestría, se realiza el modelamiento y diseño térmico del satélite OUFTI-Next. Debido a la fase temprana en la cual se encontraba la misión, se consideraron diferentes tipos de geometrías y órbitas. Los cálculos fueron desarrollados en el software ESATAN-TMS, y los resultados fueron post-procesados en MATLAB. Debido a que algunos de los componentes no cumplían con sus límites de temperatura permitidos, se implementaron diferentes alternativas de control térmico.
- **2017-2018**, Universidad de Liège, [Remacle, 2018]. En este trabajo se diseñan diferentes alternativas de sistemas de enfriamiento en detectores infrarrojos para satélites tipo CubeSat, como parte del proyecto satelital OUFTI-Next. Después de definir cada uno de los requerimientos térmicos de la misión, se realizó una descripción de los flujos de calor y temperaturas de trabajo en el satélite, considerando una geometría preliminar del detector y un sistema de enfriamiento multicapa dentro del volumen de la carga útil.
- **2018-2019**, Politecnico di Torino, [Marraffa, 2019]. Se desarrolla una descripción completa del análisis térmico de satélites CubeSat de 6U para dos diferentes misiones espaciales europeas. Para la solución del modelo se empleó el software Thermal-Desktop, el cual permite implementar soluciones en diferencias finitas o elementos finitos. Particularmente para este estudio, la totalidad de los componentes electrónicos internos fueron modelados como cuerpos negros. Los resultados obtenidos muestran que el rango de operación térmica de todos los subsistemas se encuentra dentro de los límites permisibles.
- **2020-2021**, Birla Institute of Technology and Science. [Malde et al., 2021] Se desarrolla un modelo numérico tridimensional de un CubeSat 3U en el software MATLAB para el análisis térmico de la misión. Las ecuaciones que gobiernan el problema de conducción-radiación fueron formuladas utilizando el método de diferencias finitas. El modelo fue comparado respecto a resultados predichos por un modelo con geometría sencilla generado en ANSYS Workbench. A partir de un propagador de órbita interno, se estimaron las cargas de radiación solar, albedo e infrarroja terrestre.

En vista de lo anterior, resulta evidente que el estudio y caracterización de las condiciones térmicas en satélites, constituye una fase crucial para el correcto desarrollo y conclusión de una misión satelital. De ahí, que este fenómeno ha sido ampliamente estudiado y existe un precedente sólido en torno a esta problemática.

Capítulo 2

Marco teórico

En esta sección se realiza una descripción simple de todos los conceptos necesarios para la comprensión de este proyecto. Inicialmente se introduce el concepto de satélite y su clasificación, se describen algunas de las características principales de los satélites tipo CubeSat, se mencionan los tipos de metodologías empleadas en la actualidad para el control térmico y se reporta las condiciones normativas para pruebas y la filosofía de modelamiento térmico en misiones satelitales. Adicionalmente se introducen las leyes de gobierno, los mecanismos de transferencia de calor en el espacio, los parámetros que describen el movimiento de Kepler y las condiciones térmicas a las que se verá expuesto el satélite en órbita.

2.1. Satélites tipo CubeSat

La palabra satélite hace referencia a cualquier cuerpo físico que posea un movimiento orbital alrededor de un planeta o una estrella [Stillman, 2014]. En este sentido la tierra y la luna pueden entenderse como satélites naturales. Los satélites hechos por el hombre, denominados satélites artificiales, han estado en el auge del desarrollo tecnológico de múltiples compañías y universidades del mundo. Según las estadísticas de la Oficina de Naciones Unidas para Asuntos del Espacio Exterior (UNOOSA), en la actualidad hay un total de 6425 satélites en órbita [UNOOSA, 2020]. Sus aplicaciones van desde toma de imágenes para predicciones meteorológicas hasta monitoreo de cultivos ilícitos. La clasificación más habitual de este tipo de dispositivos esta basada en la masa, a pesar de que existe una gran variedad de rangos, la NASA propone la siguiente clasificación [Mabrouk, 2020]:

- Minisatelite, 100-180 kg
- Microsatelite, 10-100 kg
- Nanosatelite, 1-10 kg
- Picosatelite, 0.01-1 kg
- Femtosatelite, 0.001-0.01 kg

El LEOPAR cae dentro de la clasificación de microsatélite, comúnmente denominados como CubeSats. El tamaño estándar de un CubeSat usa “una unidad” o “1U” de tamaño $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 10\text{cm}$, que pueden ser expandidos con tamaños de hasta 12 unidades.

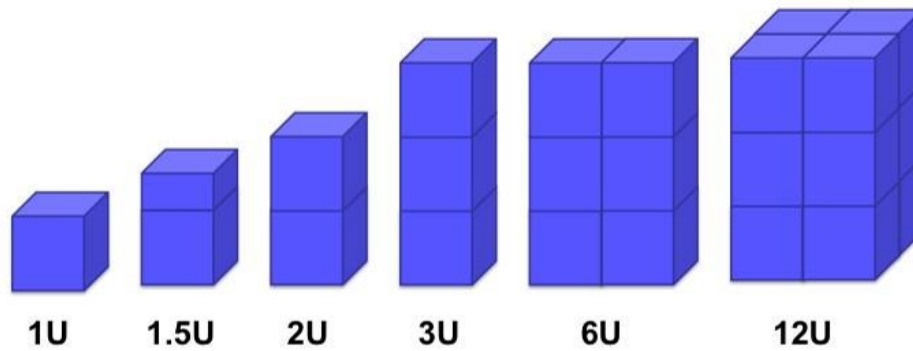


Figura 2-1: Tamaños estándares de satélites tipo CubeSat. Tomado de [Mabrouk, 2020].

2.2. Metodologías de control térmico en satélites

Muchos de los componentes que conforman una misión espacial, poseen un conjunto de requerimientos térmicos que deben ser satisfechos para garantizar la supervivencia de la misión. Al día de hoy existen una variedad de medios empleado para la regulación térmica de misiones espaciales. El desarrollo de nuevas tecnología entorno a esta problemática ha sido guiada por la alta demanda en la última década de sistemas de control térmico miniatura. Mientras los métodos tradicionales de control térmico en misiones a gran escala han demostrado un adecuado desempeño, la aplicación de esta tecnología en satelitales pequeños enfrenta 4 retos:

- Masa limitada.
- Área superficial externa limitada.
- Volumen limitado.
- Potencia limitada (Para control activo).

Existen dos categorías de control térmico: *control pasivo* y *control activo*:

1. **Control pasivo:** No poseen partes mecánicas móviles ni requieren de potencia para su funcionamiento. Existen múltiples alternativas con una gran cantidad de ventajas, especialmente en satélites miniatura (CubeSats), en relación de costos, volumen, peso y probabilidad de fallo. Dentro de los más comunes se encuentran: películas, recubrimientos, aislantes térmicos, aislamiento multicapa (MLI), radiadores, Correas y trenzas [Kovo, 2020].
2. **Control activo:** Requieren de la entrada de potencia para su operación. Estos sistemas se caracterizan por su alta precisión y mayor efectividad respecto a la metodología pasiva. Típicamente estos incluyen el uso de resistencias eléctricas calentadoras, enfriadores e inclusive materiales criogénicos. A pesar de que la ingeniería detrás de esta tecnología cuenta con la capacidad de reducir el tamaño de sus sistemas de control, el uso de esta metodología en satélites pequeños siempre será limitado [Kovo, 2020].

2.3. Pruebas térmicas y filosofía de modelamiento

Las pruebas y validaciones experimentales conforman una parte esencial para el desarrollo de la misión. A pesar de que la ejecución de ensayos térmicos se encuentra fuera del alcance de este

documento, es importante realizar una descripción de las fases posteriores a la culminación de este estudio, y de las implicaciones que poseen los resultados del modelo térmico en la definición de las pruebas.

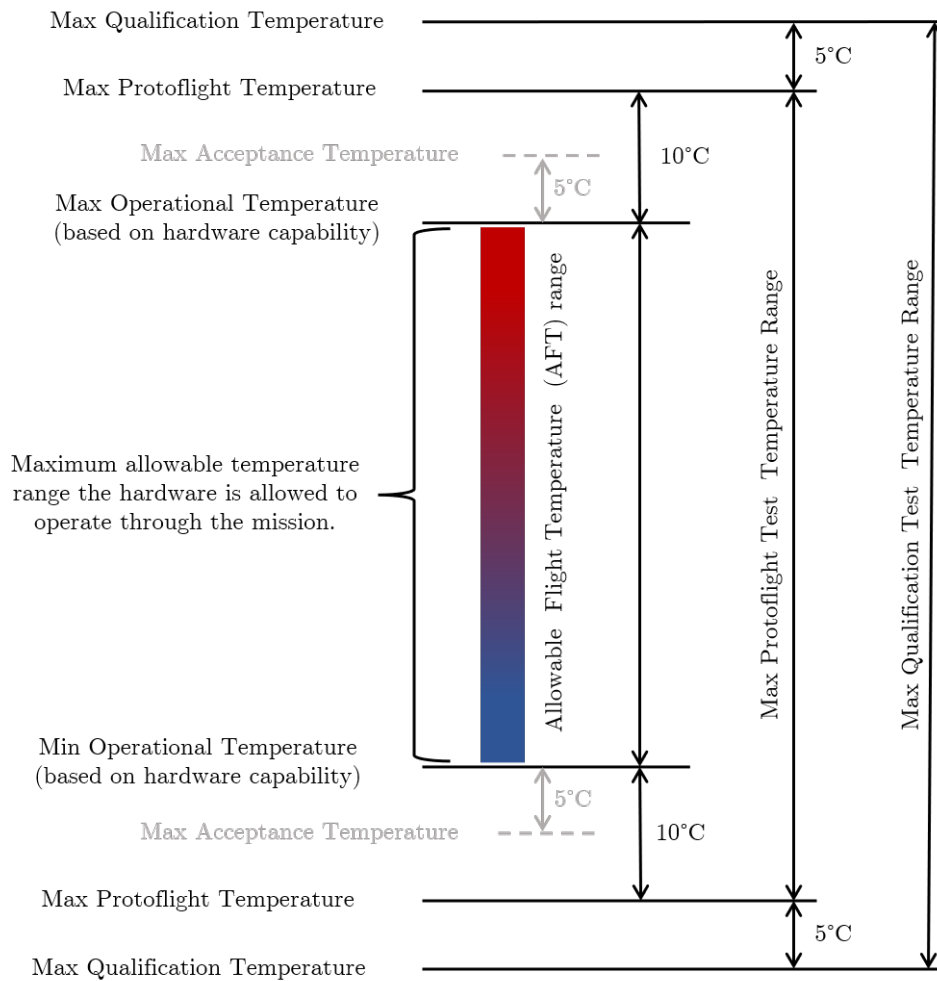


Figura 2-2: Terminología de márgenes térmicos para programas de GSFC/NASA. Tomada y modificada de [Standard, 2021].

A lo largo del tiempo múltiples agencias (militares y científicas) han intentado estandarizar las definiciones y métodos empleados en las pruebas de verificación térmica. Teniendo en cuenta la más reciente actualización del “General Environmental Verification Standard” (GEVS), la descripción de esta sección se realizará principalmente, en torno a este documento [Standard, 2021].

Se define como *Temperatura de Vuelo Permitida* (AFT, por sus siglas en ingles), al rango de temperatura en donde una unidad puede operar y cumplir con sus requisitos de rendimiento durante toda la vida útil de la misión (figura 2-2). Con base en este intervalo, surgen tres márgenes para los cuales se realizan las pruebas de ciclos de vacío y balance térmico:

- **Cualificación:** El margen de prueba es 15°C más amplio que el rango AFT. El enfoque de esta prueba se basa en la verificación de que el diseño y proceso de fabricación de la misión, satisfacen los requisitos de operación con márgenes lo suficientemente grandes. La cualificación también valida los planes para el programa de aceptación, incluidas las técnicas de prueba, procedimientos, equipo, instrumentación y software. Debido a la severidad de

las condiciones, el hardware cualificado no es apto para vuelo, y debe reconstruirse un segundo modelo definitivo, considerando los mismos materiales, herramientas, procesos de fabricación y nivel de competencia del personal.

- **Aceptación:** El margen de prueba es 5°C más amplio que el rango AFT. Este ensayo permite verificar las especificaciones del modelo de vuelo y brinda garantía del control de calidad contra posibles deficiencias en mano de obra y materiales. Esta prueba se realiza tradicionalmente, después del culminar con éxito la cualificación bajo condiciones menos severas.
- **Protoflight:** El margen de prueba es 10°C más amplio que el rango AFT. El objetivo principal de las pruebas de cualificación (verificar el diseño del modelo de prueba) se combina con el objetivo principal de las pruebas de aceptación (verificar la mano de obra y el desempeño del modelo de vuelo) en esta única prueba. Esta estrategia elimina la redundancia en la compra de un modelo para cualificación y permite ahorros significativos en términos de presupuesto y personal.

Por otra parte, el proceso de modelamiento térmico de la misión posee un *margen de diseño térmico* asociado, cuyo propósito es integrar la incertidumbre y suposiciones inherentes en el proceso de simulación. Entre ellas: tipo de discretización, interfaces por conducción, limitaciones en recurso computacional, propiedades ópticas, cálculo factores de visión, y muchos otros parámetros que podrían alterar, directa o indirectamente, los resultados finales del modelo. En misiones que requieren del diseño y construcción completa de toda la misión, estos márgenes son sumados a las temperaturas nominales estimadas para los escenarios más extremos de calor y frío, dominados como *Peor Caso Caliente* (WHC) y *Peor Caso Frío* (WCC) por sus siglas en inglés, obteniendo así el intervalo de operación permitida AFT. Estándares militares, emitidos por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos [Hamberg et al., 1983], recomiendan una incertidumbre de $\pm 11^{\circ}\text{C}$ para predicciones validadas por los resultados de la prueba de balance térmico, y de $\pm 17^{\circ}\text{C}$ para predicciones sin verificación experimental [Gilmore, 2003, p. 718]. Prácticas similares también han sido adoptadas por el “Jet Propulsion Laboratory” (JPL/NASA) [Siebes et al., 2012] y programas europeos [Secretariat, 2002].

Es importante entender que, para el caso particular de este proyecto, ya existe un prototipo de satélite disponible para pruebas, cuyos intervalos de operación admisibles (AFT) han sido reportados por el fabricante para la mayor parte de subsistemas internos. A partir de esta información, la norma GEVS establece directamente el rango AFT, y define el WHC y WCC, al disminuir el intervalo AFT en 5°C .

Las pruebas experimentales son probablemente la etapa más importante en el análisis térmico de una misión espacial. Sin embargo, debido a sus notables ventajas en términos de tiempo y presupuesto, la construcción de modelos analíticos/numéricos sigue siendo una tarea que resulta imprescindible para el éxito de la misión. Aunque el desarrollo de pruebas experimentales hace parte de etapas posteriores a la finalización de este documento, es importante poseer un modelo térmico que pueda ser alimentado y refinado por resultados de ensayos experimentales, con el objetivo de obtener herramienta que permita evaluar de forma sencilla, posibles nuevas alternativas de control térmico y/o cambios sobre el sistema actual.

el vector $\hat{K}$ es orientado con el polo norte celeste y el vector $\hat{J}$ completa la regla de la mano derecha para un sistema dextrógiro ortogonal (figura 2-3).

Los seis elementos orbitales se listan a continuación: Semi-abscisa mayor (a), excentricidad (e), inclinación (i), longitud de nodo ascendente (Ω), argumento de perigeo (ω) y anomalía verdadera (ν).

- **Semi-abscisa mayor (a):** Describe la distancia más larga entre dos puntos sobre la órbita. Esta puede ser calculada como

$$a = \frac{-\mu}{2\varepsilon}, \quad (2-2)$$

donde μ es un parámetro gravitacional asociado a la tierra con un valor de $3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$, y ε es la energía mecánica específica de la órbita. Este parámetro puede ser determinado a partir de los vectores de posición $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \text{sat}}$ y velocidad $\mathbf{v}_{\oplus \rightarrow \text{sat}}$ de la nave [Richmond, 2010, p. 40], como sigue:

$$\varepsilon = \frac{\|\mathbf{v}_{\oplus \rightarrow \text{sat}}\|^2}{2} - \frac{\mu}{\|\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \text{sat}}\|} \quad (2-3)$$

- **Excentricidad (e):** Es una medida de forma empleada para la definición de secciones cónicas. En mecánica orbital, esta se define como la razón entre la distancia focal y el largo de la abscisa mayor.

$$e = \frac{2c}{2a} \quad (2-4)$$

Ciertos intervalos de e , definen el tipo de sección cónica que describe la órbita. Para $e = 0$ se dice que la órbita es circular, con $0 < e < 1$ elíptica, con $e = 1$ parabólica y con $e > 1$ hiperbólica.

- **Inclinación (i):** Describe el ángulo de inclinación del plano de órbita respecto al plano fundamental o plano geocéntrico ecuatorial. Este parámetro también permite realizar una clasificación del tipo de órbita en función de su valor numérico. Una órbita planetaria con valores de $i = 0^\circ$ ó $i = 180^\circ$ se define como una órbita ecuatorial. Si $i = 90^\circ$ se dice que es una órbita polar. Si $0^\circ < i < 90^\circ$ la nave se mueve con la rotación de la tierra y se dice que es una órbita directa o prograda, mientras que para valores de $90^\circ < i < 180^\circ$ el movimiento es opuesto al de la tierra y se dice que la órbita es indirecta o retrograda.
- **Ascensión recta del nodo ascendente (Ω):** También denominado RAAN, por sus siglas en inglés, denota el ángulo que existe entre la dirección del equinoccio de primavera $I (\gamma)$ y la línea de intersección entre el plano orbital y el plano fundamental geocéntrico, denominada comúnmente como línea de nodos ascendente.
- **Argumento de perigeo (ω):** Representa el ángulo que existe entre la línea de nodos ascendente y el perigeo de la trayectoria orbital¹. El rango del argumento del perigeo se da para valores de $0^\circ < \omega < 360^\circ$.

¹El perigeo representa el punto sobre la trayectoria mas cercano a la tierra.

- **Anomalía verdadera (ν):** Describe el ángulo que existe entre el perigeo hasta la posición de la nave sobre su órbita. Este ángulo se extiende sobre el plano de órbita y puede tomar valores de entre $0^\circ < \nu < 360^\circ$.

En la literatura existen diversas formas de definir la posición y velocidad de una misión. En [Vallado, 2001] puede encontrarse gran variedad de algoritmos y métodos para este fin. Sin embargo, el método más usual y sencillo dentro de la comunidad científica, son los elementos clásicos orbitales. Conociendo $a, e, i, \Omega, \omega, \nu$ en algún instante inicial t_0 , es posible determinar la posición $(\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \text{sat}})_{GEO}$ y velocidad $(\mathbf{v}_{\oplus \rightarrow \text{sat}})_{GEO}$ del satélite para todo $t > t_0$ [Fortescue et al., 2011, P. 119].

Existe un efecto debido al abultamiento de la tierra hacia la línea ecuatorial que genera efecto rotacional sobre el vector normal al plano de órbita $\hat{\mathbf{I}}$ para valores de inclinación $i \neq 90^\circ$, como se muestra en la figura 2-3. En [Vallado, 2001, p. 649] se muestra la solución para este problema en términos de una tasa de regresión de la línea de nodos $\dot{\Omega}$, como una aproximación de primer orden usando el segundo factor de forma dinámico, cuyo valor es de $J_2 = 1,0826 \times 10^{-3}$.

Existen diversas formas de clasificar una órbita, uno de los procedimientos más comunes es emplear la altura de órbita (solo para órbitas circulares) [ESA, 2020]:

- **Órbita geoestacionaria (GEO):** El satélite orbita sobre el ecuador de Oeste a Este siguiendo la rotación de la tierra con un periodo de 23 horas 56 minutos y 4 segundos. Los satélites en GEO parecen estar “estacionarios” en una posición fija sobre la tierra.
- **Órbita terrestre baja (LEO):** Como su nombre lo indica, esta órbita posee alturas relativamente bajas cuyos valores van desde los 160 *km* hasta los 1000 *km*.
- **Órbita terrestre media (MEO):** Comprende una amplia gama de órbitas, con alturas de órbita entre los 2000 *km* y los 36000 *km*.
- **Órbita heliosíncrona (SSO):** Para este caso particular de órbita semi-polar, el plano de órbita este en precesión aproximadamente un grado cada día hacia el este, compensando el efecto de rotación de la tierra al rededor del sol. Esto significa que el satélite pasará por el mismo lugar a la misma hora local.

2.5. Transferencia de calor

La transferencia de energía térmica es uno de los fenómenos más ampliamente estudiados y observados en el universo. Es bien sabido que el calor puede ser transferido mediante tres mecanismos físicos: (1) conducción, (2) convección y (3) radiación. Sin embargo, debido a las condiciones de vacío en el espacio, únicamente los modos de transporte por conducción y radiación son tenidos en consideración para el estudio misiones satelitales.

2.5.1. Conducción

La conducción es el fenómeno de transporte de energía entre dos medios en contacto, debido a la presencia de un gradiente de temperatura. Tanto las propiedades del material como su geometría, juegan un papel de suma importancia en la capacidad de un cuerpo, en este caso el satélite y sus componentes, para conducir calor. Este principio está gobernado por la ley de Fourier. En notación matricial, esta puede ser descrita como:

$$\dot{\mathbf{q}}_c = -\mathbf{k} \cdot \nabla T \quad (2-5)$$

Donde $\dot{\mathbf{q}}_c$ (W/m^2) es la potencia por unidad de área transferida perpendicularmente a una isoterma, $\mathbf{k}$ ($W/m \cdot K$) es el tensor de conductividad térmica y T (K) es la temperatura. Para un caso particular de conducción unidimensional entre dos paredes isotérmicas a temperaturas T_i y T_j , la ley de Fourier puede ser expresada como:

$$(\dot{Q}_{ij})_c = \frac{kA}{L}(T_i - T_j) = GL_{ij}(T_i - T_j) \quad (2-6)$$

Donde A (m^2) es el área superficial de contacto, L (m) es la longitud de transferencia y GL_{ij} (W/K) es la conductancia térmica. Existe una analogía eléctrica que permite representar una red térmica conectada en serie o paralelo mediante un valor de conductancia equivalente:

$$\frac{1}{GL_{total}} = \sum_k \frac{1}{GL_k} \quad \text{para conexión en serie} \quad (2-7)$$

$$GL_{total} = \sum_k GL_k \quad \text{para conexión en paralelo} \quad (2-8)$$

2.5.2. Radiación

La transferencia de calor por radiación es el único fenómeno que permite el transporte de energía en condiciones de vacío, y todo cuerpo con temperatura mayor que $0K$ emite radiación en alguna longitud de onda del espectro electromagnético. Para realizar una descripción de las intensidades espectrales de superficies reales, es necesario introducir el concepto de cuerpo negro. Un cuerpo negro se define como un ente matemático cuyas propiedades le permiten: (1) Absorber toda la radiación incidente sobre él, independientemente de la longitud de onda y dirección. (2) Emitir la máxima cantidad teórica de energía a una temperatura y longitud de onda determinada. [Planck, 1959] formuló por primera vez una función de distribución espectral que describe la potencia de emisión hemisférica $E_{\lambda,b}$ ($W/m^2 \cdot \mu m$) de un cuerpo negro, en términos de su temperatura T y longitud de onda λ de emisión:

$$E_{\lambda,b}(\lambda, T) = \pi I_{\lambda,b}(\lambda, T) = \frac{2\pi hc_0^2}{n^2 \lambda^5 \left[\exp\left(\frac{hc_0}{nk_b \lambda T}\right) - 1 \right]} = \frac{C_1}{n^2 \lambda^5 \left[\exp\left(\frac{C_2}{n \lambda T}\right) - 1 \right]} \quad (2-9)$$

Donde $I_{\lambda,b}$ ($W/m^2 \cdot sr \cdot \mu m$) es la intensidad de emisión espectral y n es el índice de refracción del medio. La distribución de cuerpo negro de Planck está escrita en términos de dos constantes universales: La constante de Planck, $h = 6,626 \times 10^{-34} Js$, y la constante de Boltzmann, $k = 1,381 J/K$. Las dos constantes auxiliares son definidas como $C_1 = 2\pi hc_0^2 = 3,742 \times 10^8 W \cdot \mu m^4/m^2$ y $C_2 = hc_0/k_b = 1,439 \times 10^4 \mu m \cdot K$. La figura 2-4 muestra una comparativa entre la potencia de emisión espectral solar extraterrestre y la global total, contra la intensidad espectral de un cuerpo negro a $5800K$.

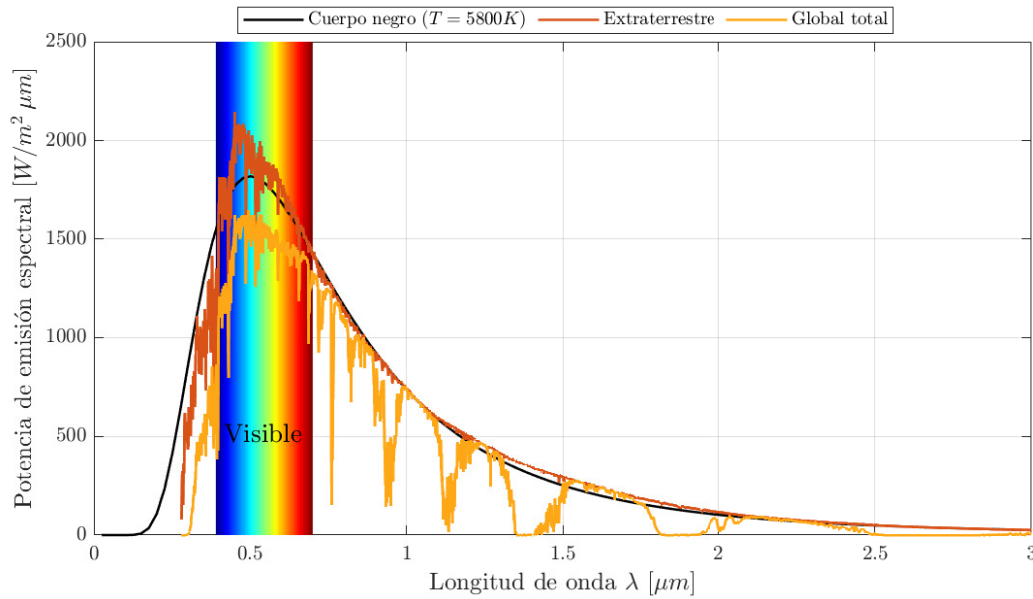


Figura 2-4: Potencia de emisión espectral de cuerpo negro a una temperatura de 5800K comparada con los datos de irradiación solar extraterrestre y global total reportada en [Standard, 1998].

Puede observarse que la distribución de cuerpo negro posee una potencia de emisión espectral máxima correspondiente a una longitud de onda λ_{max} y una temperatura T dada. Una ecuación que permite obtener los valores de λ_{max} en términos de T para un cuerpo negro, puede ser obtenida diferenciando la expresión 2-9 e igualando a cero:

$$\lambda_{max} = \frac{C_3}{T} \quad (2-10)$$

Donde $C_3 = 2894 \mu m/K$. La expresión 2-10 es conocida como la ley de desplazamiento de Wien. La potencia de emisión total de un cuerpo negro puede ser calculada integrando $E_{\lambda,b}$ sobre todo el espectro de onda:

$$E_b(T) = \int_0^\infty \frac{C_1}{n^2 \lambda^5 [\exp(\frac{C_2}{n\lambda T}) - 1]} d\lambda = n^2 \sigma T^4 \quad (2-11)$$

Donde σ es la constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5,67 \times 10^{-8} W/m^2 \cdot K$). El valor numérico de n será omitido en este trabajo debido a la ausencia de un medio refractivo en el espacio ($n=1$ en el vacío).

La gama de materiales y componentes empleados para la construcción de satélites, rara vez pueden ser aproximados como cuerpos negros. Por consiguiente, el intercambio de energía entre superficies reales debe considerar parámetros tanto geométricos como ópticos. Esto constituye un problema de propiedades dinámicas que son en extremo difíciles de modelar. Afortunadamente un gran número de problemas que envuelven aplicaciones ingenieriles, pueden ser simplificadas mediante suposiciones de superficie gris y difusa (o de irradiación difusa)². A continuación, se describe el conjunto de parámetros ópticos que permiten caracterizar el comportamiento de superficies reales en condiciones de radiación [Jacques, 2016]:

²Una superficie gris, es aquella cuya absorptividad y emisividad espectral son independientes de la longitud de onda. Una superficie difusa, es aquella cuyas absorptividad y emisividad espectral son independientes de la dirección. La irradiación difusa, es aquella cuya intensidad de emisión de radiación es independiente de la dirección [Bergman et al., 2011].

- Emisividad $\varepsilon \equiv \frac{\text{Radiación emitida por una superficie.}}{\text{Radiación emitida por un cuerpo negro la misma temperatura.}}$
- Absortividad $\alpha \equiv \frac{\text{Cantidad de irradiación absorbida por la superficie}}{\text{Irradiación total incidente sobre la superficie.}}$
- Reflectividad $\rho \equiv \frac{\text{Cantidad de irradiación reflejada por la superficie}}{\text{Irradiación total incidente sobre la superficie.}}$
- Transmisividad $\tau \equiv \frac{\text{Cantidad de irradiación transmitida por la superficie}}{\text{Irradiación total incidente sobre la superficie.}}$

Existe una relación intrínseca entre la emisividad ε y la absortividad α descrita por la ley de Kirchhoff, la cual establece que:

$$\varepsilon_{\lambda,\theta} = \alpha_{\lambda,\theta} \quad (2-12)$$

Los subíndices λ y θ denotan dependencia espectral y direccional. Para efectos prácticos del modelamiento térmico presentado en este documento, las suposiciones de superficie gris y difusa resultan válidas para la mayoría de componentes del LEOPAR. Por ende, la ecuación 2-12 puede ser rescrita como:

$$\varepsilon = \alpha \quad (2-13)$$

Con el objetivo de incluir la dependencia geométrica en el intercambio de energía por radiación, se define el factor de visión F_{ij} entre dos superficies A_i y A_j , como la fracción de energía emitida de forma difusa por A_i , que es alcanzada por A_j , de forma directa:

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \phi_i \cos \phi_j}{\pi s^2} dA_i dA_j \quad (2-14)$$

Donde s es la distancia entre los elementos diferenciales de superficie dA_i y dA_j , contenidos en A_i y A_j las superficies, ϕ_i es el ángulo entre el vector normal a la superficie i , y la dirección del punto radiado sobre la superficie j , y ϕ_j es el ángulo entre el vector normal a la superficie j y la dirección del punto radiante sobre la superficie i [Howell et al., 1969]. F_{ij} posee dos propiedades algebraicas importantes:

- Relación de reciprocidad: $A_i F_{ij} = A_j F_{ji}$
- Regla de suma³: $\sum_{j=1}^N F_{ij} = 1$

Cuando existe intercambio por radiación en elementos que poseen superficies subdividas, es posible determinar un factor de visión efectivo a partir de la naturaleza aditiva de los factores de visión: Sea una superficie j compuesta por n superficies, tal que $A_j = \sum_{k=1}^n A_k$:

³Esta regla solo es aplicable si las N superficies están en condiciones de encerramiento.

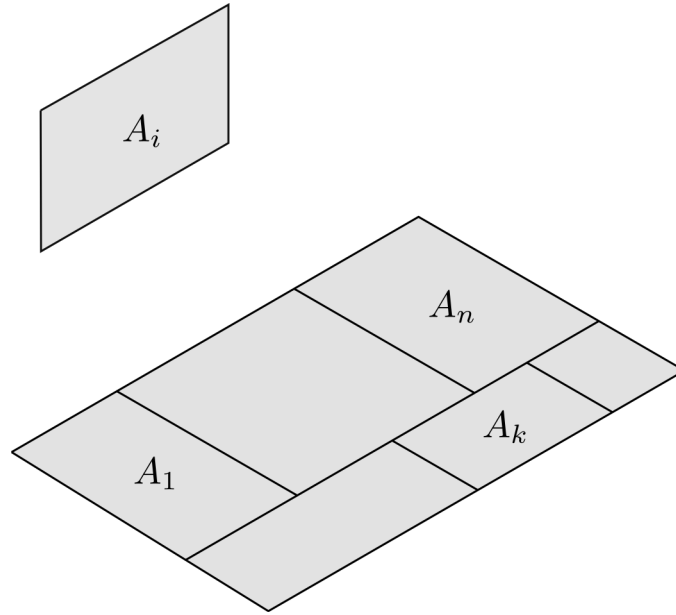


Figura 2-5: Esquema para ilustrar las relaciones de factores de visión en superficies compuestas. Tomada y modificada de [Bergman et al., 2011].

El factor de visión efectivo entre las superficies i e j puede ser determinado como:

$$F_{ji} = \frac{\sum_{k=1}^n A_k F_{ki}}{\sum_{k=1}^n A_k} \quad (2-15)$$

De forma generalizada y para un sistema compuesto por N superficies (compuestas o no), debe considerarse que la radiación proveniente desde A_i puede incidir de forma directa o indirecta (después de un número determinado de reflexiones) sobre A_j . Por ello, [Gebhart, 1961] formula una metodología de cálculo que permite determinar la transferencia de radiación neta entre dos superficies (incluyendo reflexiones intermedias sobre otras superficies). Sea Γ_{ij} el factor de Gebhart:

$$\Gamma_{ij} \equiv \frac{\text{Energía absorbida por } A_j \text{ originalmente emitida por } A_i}{\text{Radiación total emitida desde } A_i} \quad (2-16)$$

Γ_{ij} puede ser determinado en términos de F_{ij} y la emisividad ε_i de cada superficie, mediante la ecuación:

$$\Gamma_{ij} = F_{ij}\varepsilon_j + \sum_{k=1}^N F_{ik}(1 - \varepsilon_k)\Gamma_{kj} \quad (2-17)$$

Al igual que el factor de visión, el factor de Gebhart posee dos propiedades algebraicas similares:

- Relación de reciprocidad: $\varepsilon_k A_k \Gamma_{kj} = \varepsilon_j A_j \Gamma_{jk}$
- Regla de suma: $\sum_{j=1}^N \Gamma_{kj} = 1$

Finalmente, la cantidad de potencia de radiación emitida por A_i que es alcanzada por A_j , a través de cualquier trayectoria posible, es definida como:

$$(\dot{Q}_{ij})_r = \sigma \varepsilon_i A_i \Gamma_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) = \sigma GR_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (2-18)$$

Donde GR_{ij} es el factor de intercambio entre dos superficies A_i y A_j .

2.6. Condiciones térmicas en el espacio

Las condiciones térmicas en el espacio dependen altamente de las fuentes de radiación a las cuales se verá expuesto el LEOPAR: Radiación solar, radiación infrarroja terrestre y radiación de albedo. Adicionalmente, el satélite eyecta cierta cantidad de energía hacia el espacio profundo y experimenta una tasa de disipación de calor interna debido a las operaciones electrónicas. La figura 2-6 muestra un esquema del balance energético empleado:

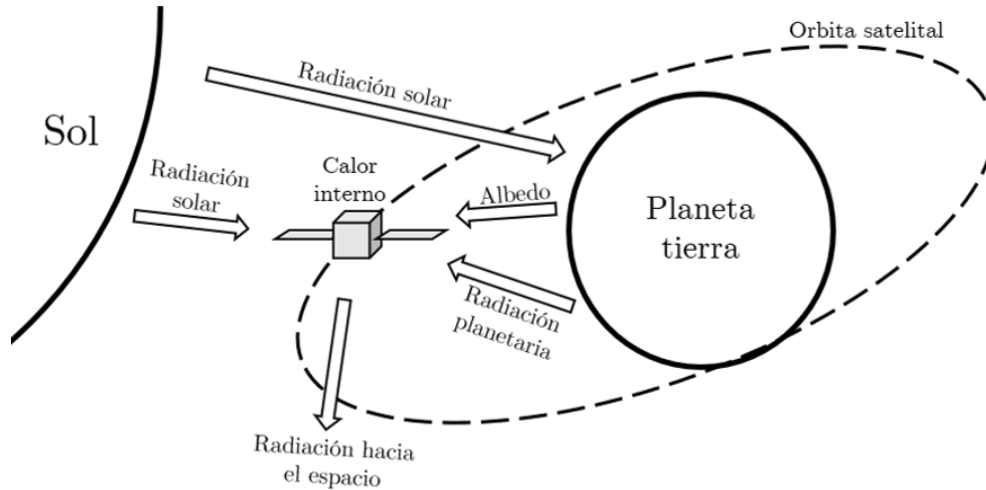


Figura 2-6: Condiciones térmicas en el espacio y balance de energía.

2.6.1. Radiación solar

La radiación solar se define como el flujo de energía emitida por el sol hacia un determinado cuerpo en el espacio. La distribución espectral puede ser modelada mediante la curva de Planck con una temperatura efectiva de $5800K$ (figura 2-4). Debido a esto, el 99 % de su energía se encuentra entre longitudes de onda de $150nm$ y $10\mu m$ con un máximo cerca a los $450nm$ [Fortescue et al., 2011, P. 359]. La intensidad de radiación incidente sobre la atmósfera terrestre a una distancia de $1AU$ ($150 \times 10^6 km$) es denominada como constante solar $I_{\odot}$ y su valor promedio por año es de aproximadamente de $I_{\odot} = 1371 \pm 5 W/m^2$. Para distancias diferentes a $1AU$, su valor puede ser estimado como:

$$I_{\odot} = \frac{\mathcal{P}}{4\pi d^2} \quad (2-19)$$

Donde $\mathcal{P}$ es la potencia solar neta con un valor de $3,586 \times 10^{26} W$ y d (m) es la distancia. Existe una considerable cantidad de valores de $I_{\odot}$ reportados por diversos investigadores, y esto puede llegar a crear cierta confusión en la determinación de este parámetro [Li et al., 2011]. En 2014 la Sociedad Americana para Pruebas y Materiales (ASTM) publicó un estándar de las constantes solares sobre diversos planetas a partir de mediciones experimentales hechas por aeronaves y misiones espaciales, así como modelos de irradiación espectral solar [ASTM et al., 2000]. El informe reporta valores de $1412,5 W/m^2$ y $1321,7 W/m^2$ para el perihelio y afelio terrestre, respectivamente.

2.6.2. Radiación infrarroja terrestre

Dado que el planeta tierra posee una temperatura diferente de 0 K , este también irradia calor. Debido a que su energía térmica es relativamente baja, el espectro de irradiación terrestre se encuentra principalmente en el infrarrojo, con longitudes de onda de entre 2 y $50\mu\text{m}$ y un pico de intensidad cerca de los $10\mu\text{m}$ [Fortescue et al., 2011, p. 361]. La atmósfera se puede considerar opaca sobre la mayor parte de su espectro, irradiando con una temperatura efectiva de cuerpo negro de entre 218K y 288K . Se pueden obtener errores considerablemente bajos usando un valor promedio de $T_e = 253\text{K}$ para la temperatura terrestre, asumiendo que la radiación emana de manera uniforme desde su superficie. Dado que la intensidad decrece con la distancia de acuerdo a la ley del inverso del cuadrado, el valor de intensidad de radiación terrestre debe ser corregido para diferentes alturas de órbita.

$$I_{\oplus} = \sigma T_e^4 \left(\frac{r_{\oplus}}{r_{sat}} \right)^2 \quad (2-20)$$

Donde T_e (K) es la temperatura media terrestre, $r_{\oplus}$ es el radio terrestre y r_{sat} es el radio de órbita del satélite.

2.6.3. Radiación de albedo

La fracción de radiación solar que es reflejada por la superficie de un planeta y/o su atmósfera es definido como el albedo planetario [Fortescue et al., 2011, p. 360]. La magnitud del albedo terrestre ($\gamma_{\oplus}$) varía en función de las propiedades superficiales de la tierra así como de las condiciones atmosféricas de la misma. Para la tierra, el factor de albedo $\gamma_{\oplus}$ oscila entre $0,31 - 0,39$.

2.7. Ecuaciones de gobierno

Sea un medio solido, anisótropico y tridimensional, cuyo dominio Ω es cerrado por una frontera Γ . El fenómeno de transporte de energía en Ω es gobernado por la primera ley de la termodinámica. Que en su forma diferencial y bajo las suposiciones mencionadas, puede ser reducida empleando la convención de suma de Einstein como [Reddy and Gartling, 2010, p. 113]:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) + \dot{q} \quad (2-21)$$

Donde ρ (kg/m^3) es la densidad, c_p (J/kgK) es el calor específico a presión constante, k_{ij} ($\text{W}/\text{m}^2\text{K}$) es el tensor de conductividad térmica, T (K) es la temperatura, $\dot{q}$ (W/m^3) es la tasa de generación interna de calor y t (s) es el tiempo. Como toda ecuación diferencial, se requiere establecer un conjunto adecuado de condiciones iniciales (definidas en Ω) y de frontera (definidas en Γ), para ser resuelta. Bien sean de temperatura (Dirichlet o condiciones esenciales) o de flujo de calor (Neumann o condiciones naturales):

$$T = f^T(\mathbf{s}, t) \quad \text{en } \Gamma_T, \quad \text{para } t > 0 \quad (2-22)$$

$$-\left(k_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) n_i \equiv q_i(\mathbf{s}, t) n_i = q_c(\mathbf{s}, t) + q_r(\mathbf{s}, t) + q_a(\mathbf{s}, t) \quad \text{en } \Gamma_q, \quad \text{para } t > 0 \quad (2-23)$$

Donde $\mathbf{s}$ es una cantidad vectorial que contiene el conjunto de puntos que delimitan la frontera $\Gamma = \Gamma_T \cup \Gamma_q$, n_i es un vector normal y unitario a la superficie Γ , q_c y q_r son los flujos de calor por convección y radiación, y $q_a(\mathbf{s}, t)$ es un flujo de calor arbitrario impuesto sobre las fronteras.

2.7.1. Método de parámetro agrupado

Este método consiste en dividir un sistema continuo en un numero finito de sub-volúmenes de control denominados nodos o parámetros, que juntos conforman una red nodal. Cada nodo posee una determinada propiedad capacitiva a presión constante c_i ($J/kg \cdot K$) y una temperatura T_i (K), que puede ser determinada acoplando las ecuaciones de balance energía sobre cada uno de los nodos en la red. La esencia de este método reposa sobre la suposición de que la temperatura de cada solido (o sistema concentrado) es espacialmente distribuida durante cualquier instante de tiempo [Bergman et al., 2011, p. 257]. Esto implica que los gradientes de temperatura dentro de cada solido son despreciables. El balance térmico sobre el nodo i -ésimo de un modelo térmico constituido por N nodos, puede ser expresado como [Fortescue et al., 2011, p. 367]:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = \dot{Q}_i + \sum_{j=1}^N GL_{ji}(T_j - T_i) + \sigma \sum_{j=1}^N GR_{ji}(T_j^4 - T_i^4) \quad (2-24)$$

Donde m_i (kg) y c_i ($J/kg \cdot K$) son la masa y el calor específico a presión constante del nodo i . $\dot{Q}_i$ es el flujo de calor aplicado sobre el nodo i , y GL_{ij} y GR_{ij} son la conductancia y el factor de intercambio por radiación entre los nodos i y j , respectivamente. Estas cantidades fueron definidas en las secciones 2.5.1 y 2.5.2. Típicamente existen tres tipos de nodos: (1) Nodo de difusión (capacitancia finita), (2) nodo aritmético (nodo de capacitancia nula, generalmente se usa para modelar superficies adyacentes a un nodo de difusión), (3) nodo de frontera (nodo de capacitancia infinita) [Jacques, 2016].

2.7.2. Método de elementos finitos

El método de elementos finitos (FEM por sus siglas en inglés) se basa en la idea de que la solución de una ecuación diferencial puede ser expresada como una combinación lineal de un conjunto adecuado de funciones de forma $\psi_j^e(\mathbf{x})$ en el dominio entero del problema [Reddy and Gartling, 2010]. A diferencia del método de sistemas concentrados, el cual podría ser catalogado como un método de solución discreto, el método de elementos finitos podría definirse como un método semi-discreto. Sea $T(\mathbf{x}, t)$ una solución particular de la ecuación 2-21 definida en Ω , considerando que la dependencia temporal puede ser separada de la variación espacial:

$$T(\mathbf{x}, t) \simeq \sum_{j=1}^{n_e} T_j^e(t) \psi_j^e(\mathbf{x}) \quad (2-25)$$

Asumiendo que la región Ω , puede ser subdividida en un número determinado de elementos finitos n_e , la forma débil de la ecuación 2-21 puede ser obtenida mediante el método de Galerkin, al multiplicar una función de peso $w(\mathbf{x}) = \psi_i^e(\mathbf{x})$ e integrar sobre un elemento finito representativo:

$$\int_{\Omega^e} \psi_i^e \left(\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \right) d\Omega^e = \int_{\Omega^e} \psi_i^e \left[\frac{\partial}{\partial x_m} \left(k_{mn} \frac{\partial T}{\partial x_n} \right) \right] d\Omega^e + \int_{\Omega^e} \psi_i^e \dot{q} d\Omega^e \quad (2-26)$$

Al emplear integración por partes (espacialmente) e incluir la ecuación 2-23 se consigue debilitar la ecuación y reducir los términos con derivadas de segundo orden:

$$0 = \int_{\Omega^e} \left[\psi_i^e \left(\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \right) + k_{mn} \frac{\partial \psi_i^e}{\partial x_m} \frac{\partial T}{\partial x_n} \right] d\Omega^e + \int_{\Gamma^e} (q_c + q_r + q_a) \psi_i^e d\Gamma^e - \int_{\Omega^e} \psi_i^e \dot{q} d\Omega^e \quad (2-27)$$

Sustituyendo la ecuación 2-25 se obtiene:

$$\sum_{j=1}^{n_e} \left(M_{ij}^e \frac{dT_j^e}{dt} + K_{ij}^e T_j^e \right) = Q_i^e \quad (2-28)$$

Donde:

$$M_{ij}^e = \int_{\Omega^e} \rho c_p \psi_i^e \psi_j^e d\Omega^e \quad (2-29)$$

$$K_{ij}^e = \int_{\Omega^e} k_{mn} \frac{\partial \psi_i^e}{\partial x_m} \frac{\partial \psi_j^e}{\partial x_n} d\Omega^e \quad (2-30)$$

$$Q_i^e = \int_{\Omega^e} \psi_i^e Q(\mathbf{x}, t) d\Omega^e - \int_{\Gamma^e} (q_c + q_r + q_a) \psi_i^e d\Gamma^e \quad (2-31)$$

El software ANSYS incluye por defecto el método de la matriz de radiación para el tratamiento del término q_r . Este método surge a partir del balance de energía sobre un sistema de n_r superficies radiantes en un recinto cerrado [Howell et al., 1969, p. 224]:

$$\sum_{k=1}^{n_r} \left(\frac{\delta_{lk}}{\varepsilon_k} - F_{lk} \frac{1 - \varepsilon_k}{\varepsilon_k} \right) q_k = \sum_{k=1}^{n_r} (\delta_{lk} - F_{lk}) \sigma T_k^4 \quad (2-32)$$

Resulta evidente que el término q_r incorpora una no-linealidad en la ecuación de gobierno, y por ende la ecuación 2-28 no puede ser resuelta mediante métodos de inversión directos. Para ello, ANSYS posee esquemas de linealización que permiten la convergencia y solución de la ecuación 2-25 sobre cada paso temporal.

Capítulo 3

Especificaciones de misión

En este capítulo se presenta una descripción breve de cada uno de los subsistemas satélite, incluyendo la arquitectura de control térmico, que posee actualmente la misión. Posteriormente se definen los límites de operación térmica de cada uno de los módulos a partir de la información suministrada por el fabricante. Así mismo, se describe de forma preliminar y con base en las recomendaciones del equipo a cargo del diseño de órbita, el conjunto de parámetros orbitales pertenecientes a la misión FACSAT-1 como una trayectoria de referencia inicial para el LEOPAR. Por último, se especifican los modos de actitud y operación que fueron tenidos en consideración dentro del análisis térmico.

3.1. Satélite LEOPAR

Para el desarrollo de esta misión se emplea un sistema de nave espacial miniatura para toma de imágenes, con referencia MISCTM-3 [Pumpkin, 2013]. Este nanosatélite es manufacturado y ensamblado por la compañía *Pumpkin Space Systems*, mediante la combinación de software y hardware comercial listo para usar (COTS). A continuación, se listan algunos de los subsistemas más relevantes que conforman al LEOPAR:

- Sistema de comando y control de datos (OBC).
- Sistema de potencia eléctrica (EPS).
- Sistema de control y determinación de actitud (ADCS).
- Estructura tipo CubeSat de 3U de tamaño, con 1,5U disponible para carga útil.
- Ocho paneles solares.
- Conjunto de antena cuádruple monopolar compatible con transceptor de radio Astrodev y phaser.

El LEOPAR utiliza una arquitectura tipo Pumpkin CubeSat KitTM (CSK) que ha sido probada en el espacio para toda su variedad de componentes eléctricos y estructurales. La figura **3-1** muestra el modelo tridimensional provisto por el fabricante:

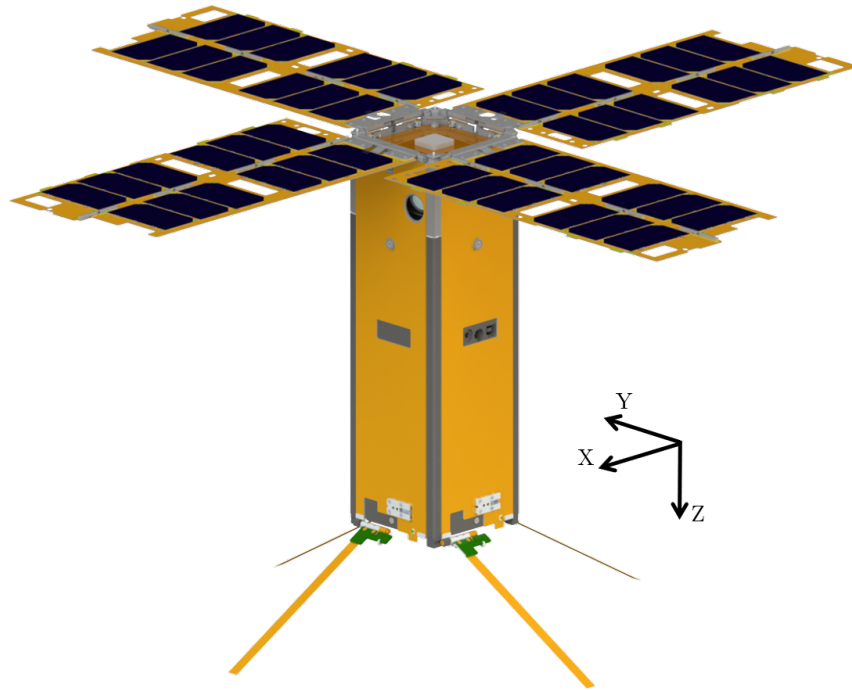


Figura 3-1: Modelo CAD del satélite LEOPAR.

Aun cuando el modelo contiene información a detalle de la mayor parte de la geometría del satélite, este no cuenta con un esquema de los componentes internos del ADCS ni de la carga útil. Estos elementos fueron dibujados y ensamblados sobre el CAD general a partir de la información fotográfica disponible y del diseño preliminar de la carga útil desarrollado por el equipo a cargo. La figura 3-2 presenta una vista frontal del Bus Stack interno:

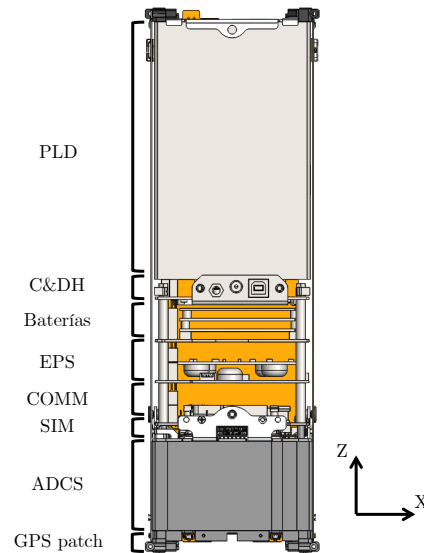


Figura 3-2: Vista de módulos internos del LEOPAR. (Los paneles desplegables y las antenas fueron suprimidos en esta vista).

Los módulos de las ranuras¹ 0, 1, 2 y 3 se encuentran ubicados de abajo hacia arriba respecto a la orientación de la figura [Pumpkin, 2013] y cada slot es ocupado empezando desde la placa

¹La nomenclatura de Slot proviene de la línea de componentes del kit CubeSat de Pumpkin.

cubierta del ADCS como sigue:

- Slot 0: módulo de interfaz ADCS (COMM-UHF)
- Slot 1: módulo EPS
- Slot 2: módulo de baterías
- Slot 3: OBC

El módulo de interfase solar (SIM) se encuentra ubicado entre la placa de cubierta ADCS y el módulo de interfaz ADCS, y por consiguiente no ocupa una ranura del Bus CSK.

3.1.1. Chasis

El chasis, como elemento estructural cumple con el objetivo soportar cada uno de los subsistemas internos y brindar protección contra las extremas condiciones en el espacio. Esta pieza fue manufacturada por la compañía Pumpkin Inc de acuerdo a los lineamientos definidos por la norma *CubeSat Design Specification* [Poly, 2014]. La estructura se compone de una sola pieza de aluminio 6061-T6 (aluminio templado), y cuenta con un área seccional interna de $97\text{mm} \times 97\text{mm}$. Como medida de prevención, el chasis cuenta con un acabado superficial anodizado. Este tratamiento permite prevenir problemas de soldadura en frío contra el mecanismo de despliegue del satélite.

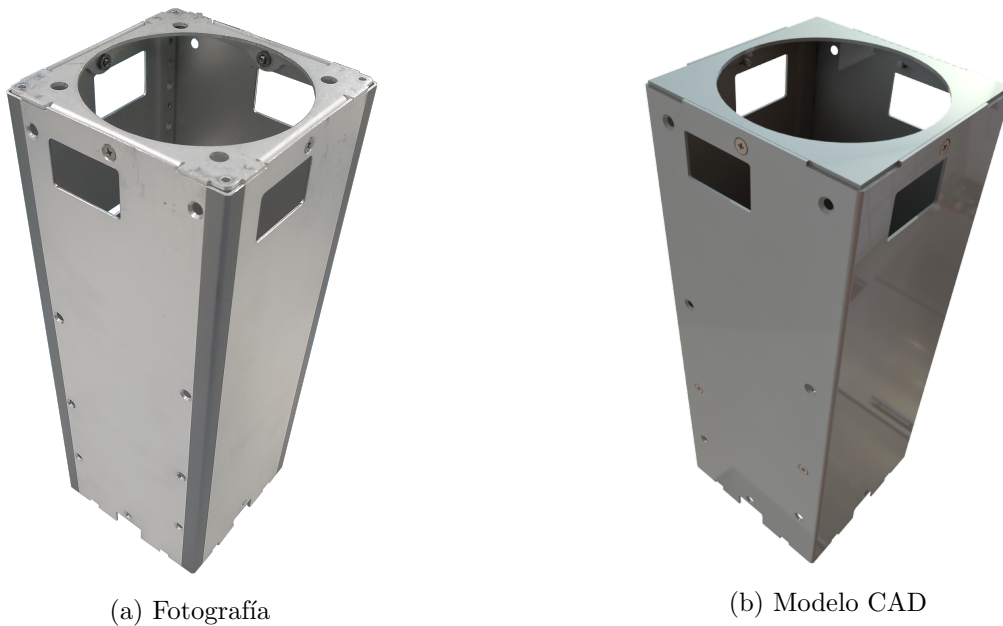


Figura 3-3: Vista del Chasis.

3.1.2. Paneles solares

El LEOPAR emplea un sistema de arreglo matricial modular y desplegable, fabricado por la compañía Pumpkin Inc. Este se conforma por un total de ocho paneles: cuatro paneles centrales desplegables idénticos y otro conjunto de paneles de aletas desplegables que se extienden a 180° desde los paneles centrales [Pumpkin, 2013]. Cada panel se encuentra recubierto por 6 celdas clase UTJ, fabricados por la compañía SpectrolabTM [Spectrolab, 2018], para un total de 48 celdas. Los paneles centrales se despliegan juntos a 90° relativos al eje axial de satélite.

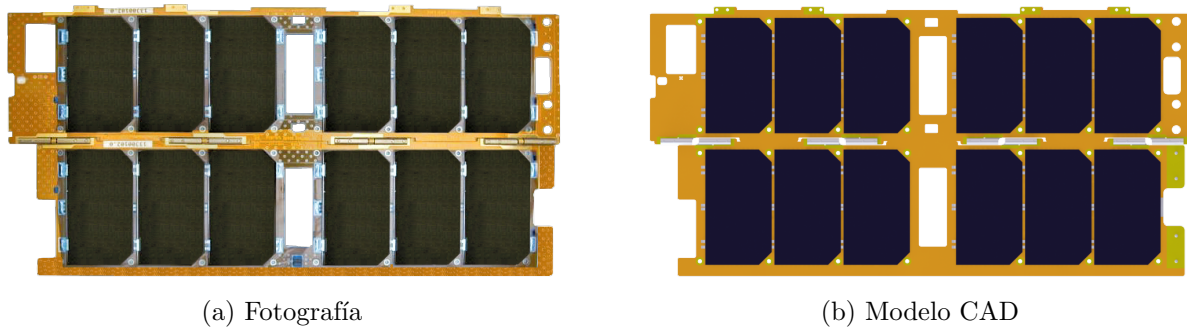


Figura 3-4: Vista de paneles desplegables.

El sistema de paneles se encuentra conectado eléctrica y mecánicamente a los laterales del LEOPAR mediante circuitos flexibles [Pumpkin, 2013]. Adicionalmente, uno de los paneles laterales fijos está equipado para conectarse directamente al módulo SIM. Este esquema de conexiones reduce la masa y simplifica en gran medida el ensamble y desensamble de todo el sistema.

En cuanto al proceso de fabricación, los paneles fueron manufacturados por medio de impresión en placas de FR4 y laminados entre placas internas de cobre [Pumpkin, 2020]. Las superficies exteriores del cobre (parte superior e inferior de cada panel), permiten ubicar los componentes sobre su superficie y proporcionan las interconexiones eléctricas necesarias. Las superficies de cobre expuestas son recubiertas con mascara de soldadura blanca (soldermask), para finalmente agregar una última capa de KaptonTM. Los pequeños orificios en los paneles transportan señales eléctricas y sirven como conductos térmicos desde ambos lados del panel. Esto contribuye a la protección de los paneles y al mejoramiento de sus propiedades térmicas. En cuanto a las celdas solares, estas se encuentran constituidas principalmente por germanio y tanto sus propiedades ópticas como su eficiencia eléctrica es reportada por el fabricante en su hoja técnica [Spectrolab, 2018].

3.1.3. Sistema de comando y control de datos (OBC)

Dada la necesidad de realizar cálculos de control y operar de manera independiente, el LEOPAR requiere de un módulo de control por computadora integrado dentro del satélite [Flecht, 2016]. Este subsistema tiene como objetivo administrar todas las formas de datos en el satélite, recibir comandos enviados desde la estación terrena, recolectar y procesar la información proveniente de los subsistemas y de la carga útil, y monitorear y responder de manera autónoma ante todas las posibles complicaciones que pudieran presentarse durante la misión.

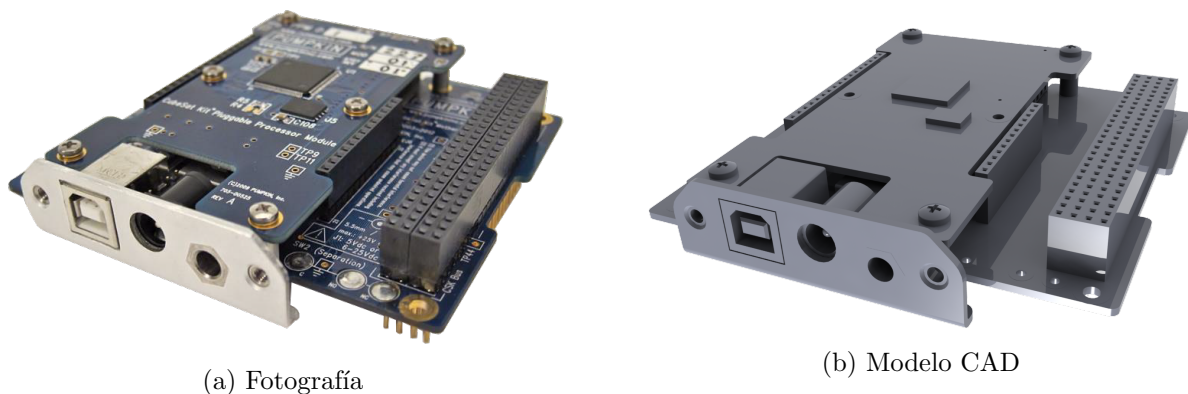


Figura 3-5: Vista del módulo OBC.

El LEOPAR utiliza la opción Rev E de la placa madre COTS Pumpkin MB /10, junto con un módulo de procesador enchufable COTS Pumpkin (PPM) [Pumpkin, 2013]. El rango de temperatura de operación para este subsistema va desde -40°C hasta 85°C [Pumpkin, 2009]. Cabe resaltar que, estos valores no consideran ninguna tarjeta SD instalada en la MB. Las temperaturas de funcionamiento típicas en tarjetas SD comerciales son de 0°C a 55°C . Las tarjetas SD industriales de rango extendido de temperatura típicas funcionan por encima de -25°C hasta 85°C .

3.1.4. Módulo de Baterías

El LEOPAR emplea un paquete de tres baterías de polímero de iones de litio (LiPo) de 30Wh, en una configuración 2S3P de celdas nominales a 3,7V. Este módulo posee una arquitectura optimizada para misiones espaciales de órbita baja con altitudes máximas de 850km [Clyde Space, 2010, p. 12].

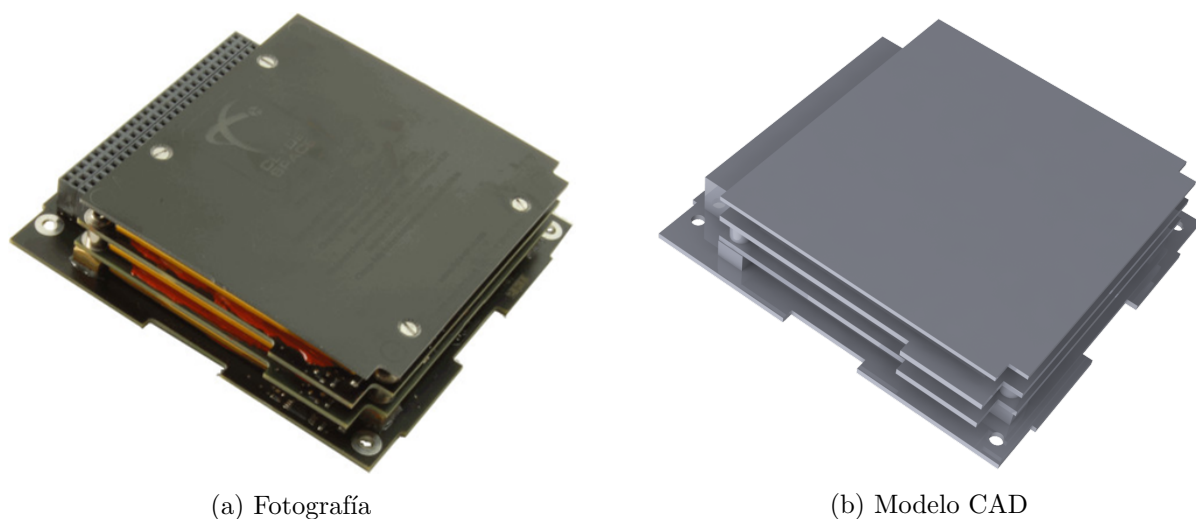


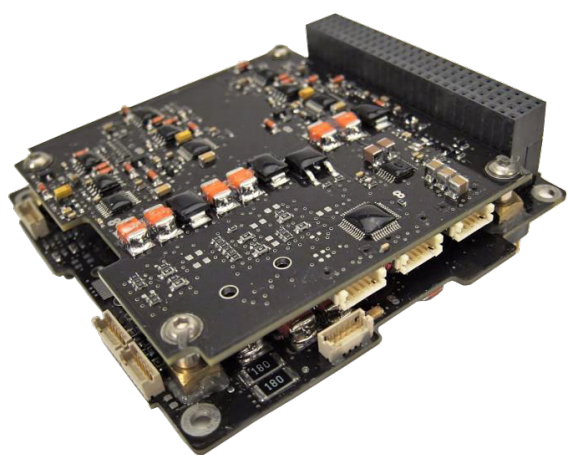
Figura 3-6: Vista módulo de baterías.

Debido al grado de sensibilidad de la capacidad de carga de las baterías respecto a la temperatura de su entorno, todos los módulos de baterías cuentan con un sistema calefacción incorporado que le permite mejorar su desempeño en regímenes de temperatura bajas. El calentador de la batería funciona como un circuito análogo independiente, el cual es termostáticamente

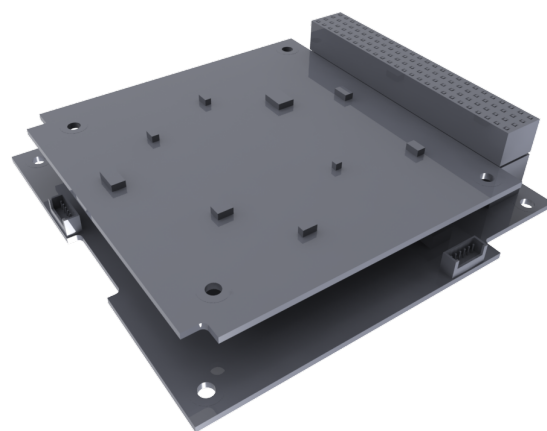
controlado para encenderse de forma automática, cuando la temperatura cae por debajo de los 0°C , y apagarse cuando la temperatura sube por encima de 5°C [Clyde Space, 2010, p. 12]. La temperatura de trabajo de este módulo va desde -10°C hasta 50°C . Regímenes de carga térmica más allá de los mencionados pueden causar daños permanentes en el EPS.

3.1.5. Sistema de potencia eléctrica (EPS)

El sistema de potencia eléctrica (EPS) contiene todos los elementos más relevantes para la generación, almacenamiento y extracción de la energía eléctrica. El LEOPAR cuenta con un módulo EPS fabricado por la compañía Clyde Space, con referencia 01-00732. El alto grado de versatilidad de su diseño le permite integrarse en misiones espaciales con hasta 12 cadenas de paneles solares, y operar con diferentes configuraciones de paneles, incluidos paneles desplegables y montados en el cuerpo [Clyde Space, 2014, p. 13].



(a) Fotografía



(b) Modelo CAD

Figura 3-7: Vista módulo EPS.

Este módulo se conecta a los paneles solares a través de seis reguladores de carga de batería (BCR) independientes [Clyde Space, 2014, p. 13]. Cada BCR se puede conectar a dos paneles solares en paralelo, siempre que los paneles conectados no puedan generar una potencia combinada superior a 12W. Este subsistema posee un rango de temperatura de operación por encima de -40°C hasta 85°C y un rango de temperatura de almacenamiento de -50°C hasta 100°C .

3.1.6. Sistema de control y determinación de actitud (ADCS)

El LEOPAR emplea un ADCS fabricado por la compañía Maryland Aerospace con referencia MAI-400-31130010. El MAI-400 conforma un ADACS completo con 3 ejes de rotación sellados herméticamente dentro de un gabinete de $4'' \times 4'' \times 3.1''$ [Aerospace, 2014]. Este dispositivo resulta adecuado para aplicaciones de nanosatélites de hasta aproximadamente 20lb, que desarrollen tareas que requieran de un control de dirección preciso, como la toma de imágenes terrestres.

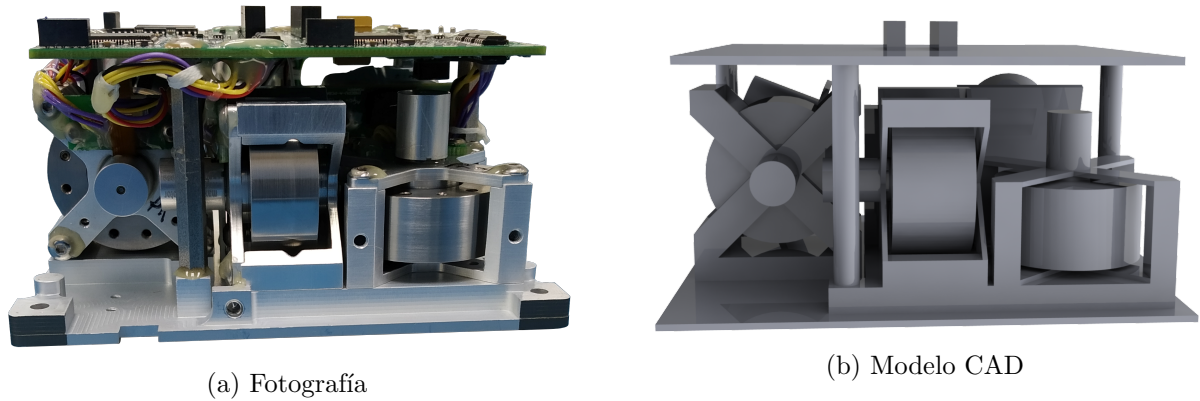


Figura 3-8: Vista módulo ADCS MAI-400.

El MAI-400 utiliza ruedas de reacción modulares de 3 ejes, electroimanes de núcleo de hierro blando, magnetómetros, sensores solares y sensores terrestres CMOS, así como una computadora ADCS completamente programada [Aerospace, 2014]. En cuanto a su rango de operación térmica, el fabricante reporta un intervalo de temperatura de entre -40°C y 80°C .

3.1.7. Módulo de comunicaciones (COMMS)

El sistema de comunicaciones del LEOPAR se basa en dos subsistemas: el subsistema de telemetría, seguimiento, comando y monitorio (COMM-UHF), y el subsistema de enlace descendente de datos de la carga útil (COMM-S). El módulo COMM-UHF le permite a la estación terrena monitorear y controlar el comportamiento del satélite mediante datos de telecomando y limpieza. Así mismo, el COMM-S transmite la información generada por la carga útil mediante una conexión de alta frecuencia.

Para el COMM-UHF, la misión emplea un transmisor FSK/GMSK que opera en frecuencias VHF/UHF (figura 3-9), el cual es compatible con estaciones de radio estándar, constituido por una interfaz de radio con referencia AstroDev Li-2 [Pumpkin, 2014]:

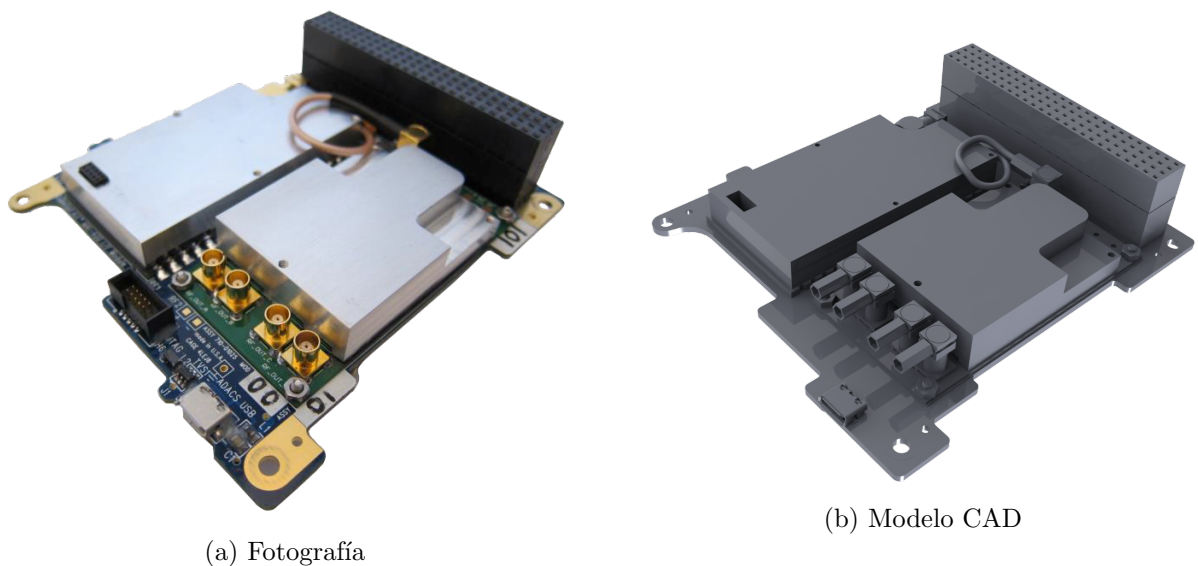


Figura 3-9: Vista módulo de comunicaciones COMM-UHF.

Con el objetivo de contar con una capacidad de transmisión más elevada para el subsistema

COMM-S, el equipo a cargo ha seleccionado una arquitectura inicial basada en un transmisor banda-S alojado dentro de la estructura de la carga útil, y una antena banda-S situada en la parte exterior del satélite. Dada la fase de diseño temprana en la que se encuentra la antena, esta fue despreciada dentro del modelo. Por otra parte, debido a que el fabricante no reporta un intervalo de operación térmica para el módulo COMM-UHF, y a que los requerimientos térmicos del módulo COMM-S aún no han sido definidos, se optó por asumir el mismo rango de temperaturas del ADCS para ambos subsistemas.

3.1.8. Módulo GPS

El LEOPAR no cuenta por defecto con un módulo GPS integrado que le permita a la misión recolectar datos de su ubicación actualizada. Aunque el módulo de COMM-UHF contiene un puerto para la conexión de un GPS, nuevamente debido a la fase en donde se encuentra el proyecto, este dispositivo aún no ha sido definido. Existen referencias de GPS miniaturas como el WARPSPACE GPS module [WARPSPACE, 2021] con una masa de tan solo $3g$ y dimensiones de $24mm \times 20mm \times 5,3mm$ que cumplen con los requerimientos de masa y espacio dentro del Bus Stack. Sin embargo, su posición y tipo de sujeción mecánica, nuevamente resulta completamente incierta a la fecha.

Debido a todo lo anterior, y con el objetivo de cuantificar únicamente el efecto inercial y despreciar el efecto geométrico de este nuevo elemento, se decidió aumentar la masa del módulo COMM-UHF en $3g$ y no realizar modificaciones sobre el modelo CAD.

Adicionalmente, el módulo GPS debe poseer una antena (GPS patch) ubicada en la parte exterior del LEOPAR. El High Rise provee una ubicación adecuada para alojar este dispositivo. La figura 3-10 muestra el modelo CAD del High Rise con una referencia comercial típica de antena GPS ensamblada en la parte superior. El intervalo de operación térmica para este subsistema va desde $-40^{\circ}C$ a 85° .

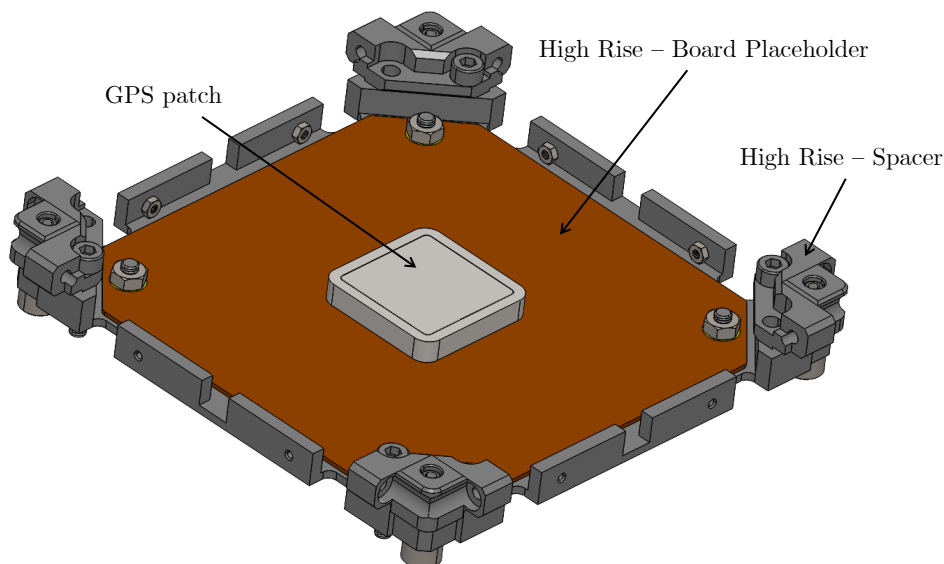


Figura 3-10: Vista módulo High Rise - GPS patch. Compact GNSS active patch antenna [EXA, 2021].

3.1.9. Módulo de interfase solar (SIM)

El módulo SIM incluido en el LEOPAR, aloja su propio microcontrolador e incluye un conector de programación y un adaptador de depuración para el microcontrolador del SIM [Pumpkin, 2013]. Este módulo también contiene los circuitos de ignición para los mecanismos de liberación del panel (PRM).

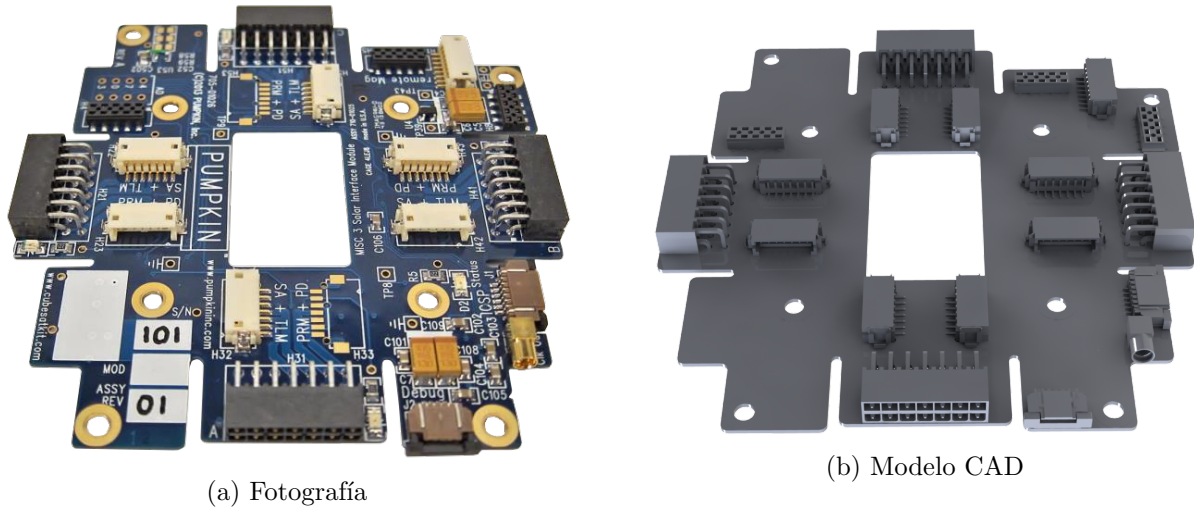


Figura 3-11: Vista módulo SIM.

Además de esto, el módulo SIM cumple la función de hospedar terminales para subsistemas presentes en el interior o exterior del Satélite (por ejemplo, sensores solares, magnetómetro, paneles solares) y permite la interconexión con los paneles laterales externos, para direccionar la energía de los paneles solares y la telemetría del satélite. Nuevamente el fabricante no proporciona información relacionada al rendimiento térmico de este módulo. Por consiguiente, se decidió asumir un rango de temperaturas de entre -40°C hasta 80°C , similar al módulo de COMMS.

3.1.10. Módulo de Carga útil (PLD)

El objetivo primario de la misión es el monitoreo de áreas forestales en el territorio colombiano a través de imágenes multiespectrales con resolución espacial media de $10\text{m} - 30\text{m}$. El módulo PLD se constituye por una cámara hiperespectral VIS-NIR para aplicaciones de observación. De acuerdo a los objetivos de la misión, la cámara deberá proveer cubos de datos multiespectrales en el rango de los 450 nm a 900 nm con una resolución de $4,5\text{ nm}$ para un total de 100 bandas espectrales. La figura 3-12 muestra el diseño CAD preliminar generado por el equipo de carga útil [UIS, 2022]:

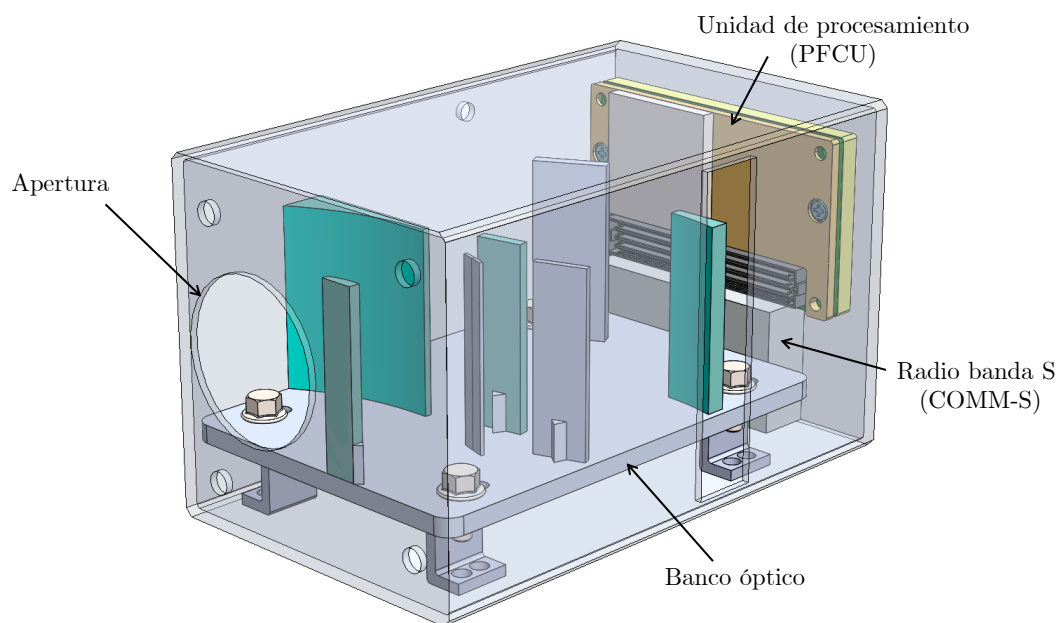


Figura 3-12: Vista modulo de carga útil PLD.

El sistema óptico del PLD este compuesto por un arreglo de espejos en vidrio borosilicato, el cual es soportado por una placa base o banco óptico. La unidad de control de formato y procesamiento (PFCU) es el instrumento de cómputo principal y el lugar donde es almacenada la información recolectada por el instrumento antes de ser transmitida hacia la estación terrena. Debido a que los requerimientos de desempeño térmico del módulo PLD aún no han sido definidos, se consideró un intervalo de operación y de supervivencia de entre 10°C y 30°C , y -20°C y 70°C , con base en la referencia comercial CHAMELEON de la compañía Dragonfly Aerospace [Aerospace, 2022].

3.1.11. Arquitectura de control térmico

El LEOPAR cuenta con una arquitectura de control térmico pasiva, basada en un recubrimiento de Kapton adherido a las superficies expuestas de los paneles fijos y desplegados del satélite. Este tipo de recubrimiento posee un conjunto de propiedades termo-ópticas definidas que incrementan la emisión de radiación infrarroja y limitan la absorción de radiación en el espectro solar. Su función principal es rechazar la mayor parte de la energía de radiación externa y emitir el calor residual generado por operaciones electrónicas. En [Gilmore, 2003, p. 794] pueden encontrarse valores típicos de absorptividad y emisividad en películas de 1 *mil*. Cabe señalar que, debido a la degradación UV y a la presencia de átomos de oxígeno en el espacio, las propiedades radiativas del Kapton pueden verse afectadas desde inicios de su operación ($\alpha_s/\varepsilon_{IR} = 0,59$ - BOL) hasta la finalización de su vida útil ($\alpha_s/\varepsilon_{IR} = 1,08$ - EOL, 5 años).

Aunque el mecanismo de calefacción en las baterías conforma una estrategia de control activa dirigida únicamente hacia este módulo, también hace parte de la infraestructura de control térmico del satélite. La figura 3-13 muestra un esquema del balance de energía en los subsistemas internos del LEOPAR:

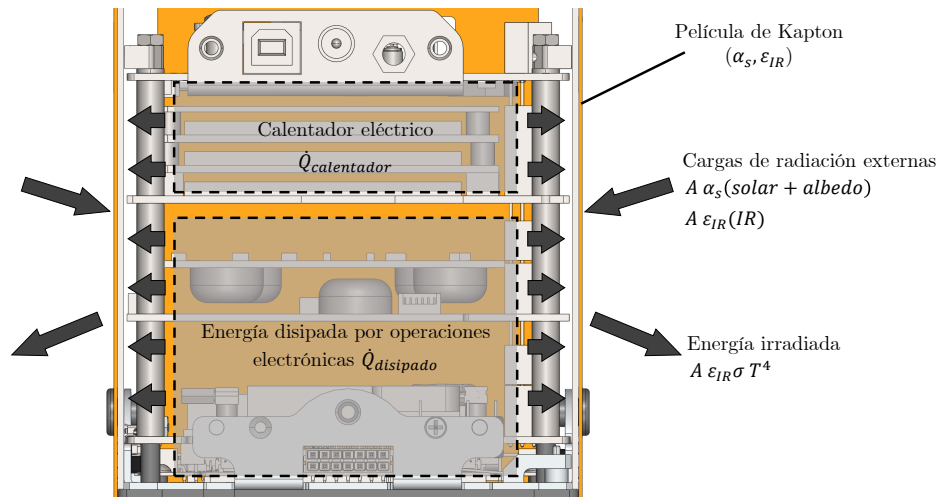


Figura 3-13: Arquitectura de control térmico y balance de energía

Además del recubrimiento, los paneles del LEOPAR poseen una serie de agujeros pasantes o también denominados vías térmicas, que hacen las veces de conductos de calor desde ambos lados del panel. Estos orificios mejoran considerablemente la transferencia de calor a través de los paneles sin comprometer las propiedades mecánicas del mismo.

3.2. Requerimientos térmicos

La tabla 3-1 ofrece un resumen de los requisitos de operación térmica para todos los subsistemas del satélite. Algunas consideraciones a tener en cuenta son: (1) No hay información disponible del módulo SIM, ni la interfaz de COMMS, por consiguiente, el rango de temperaturas fue estimado con base en la información de otros subsistemas. (2) La carga útil y el módulo GPS se encuentran actualmente en una fase de diseño y definición. Por ende, las temperaturas de operación de estos módulos fueron definidas de forma preliminar a partir de referencias comerciales. (3) El rango más amplio de la carga útil aplica únicamente en modo de supervivencia. (4) El rango de temperatura reportado para el OBC considera el uso de tarjetas SD industriales.

Parte	Temperatura mínima [$^{\circ}\text{C}$]	Temperatura máxima [$^{\circ}\text{C}$]
PFCU	-20 (10)	70 (30)
COMM-S	-40	60
OBC	-25	85
Baterías	-10	50
EPS	-40	85
GPS	-40	85
COMM-UHF	-40	80
SIM	-40	80
ADCS	-40	80
GPS patch	-40	85

Tabla 3-1: Requerimientos térmicos del LEOPAR.

3.3. Definición de órbita

En general, cualquier órbita satelital puede ser definida en función de los seis elementos de Kepler. Estos parámetros son usualmente seleccionados con base en los requerimientos de cada misión. Puesto que a la fecha estos no han sido definidos por las directivas de la misión, como una primera aproximación, fueron considerados los elementos orbitales de la misión FACSAT 1. Esta información fue extraída de [of Defense, 2020] en formato JSON. La tabla **3-2** muestra los datos obtenidos para el 27-Febrero-2021, 22 h 46 min 11 s UTM.

a [km]	e	i [°]	Ω [°]	ω [°]	ν [°]
6859.054	0.00155170	97.3954	136.7955	303.3582	166.2733

Tabla 3-2: Elementos Keplerianos del FACSAT1 tomados el 27-Febrero-2021, 22 h 26 min 11 s UTC.

Dado que el valor de $e \approx 0$, y con el fin de simplificar la descripción, los cálculos orbitales asumen un radio de orbita constante $r_{sat} = a$ (órbita circular), con una altura de órbita de 488,054 km. El vector unitario que define la posición del satélite puede ser descrito en función de los seis elementos orbitales como [Fortescue et al., 2011, p. 119]:

$$[\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat}]_{GEO} = [\cos \Omega \cos (\nu + \omega) - \sin \Omega \cos i \sin (\nu + \omega)]\hat{\mathbf{I}} \quad (3-1)$$

$$+ [\sin \Omega \cos (\nu + \omega) + \cos \Omega \cos i \sin (\nu + \omega)]\hat{\mathbf{J}} \quad (3-2)$$

$$+ [\sin i \sin (\nu + \omega)]\hat{\mathbf{K}} \quad (3-3)$$

Donde $[\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat}]_{GEO}$ es un vector unitario que va desde el centro de la tierra ($\oplus$) en dirección del satélite (sat), en un marco de referencia geocéntrico (GEO). Debido al movimiento del satélite y al efecto de regresión de la línea de nodos, todos los elementos orbitales son constantes en el tiempo a excepción de la anomalía verdadera (ν) y el RAAN (Ω). La variación de ν puede ser expresado en función del tiempo como:

$$\nu(t) = \nu_0 + nt \quad (3-4)$$

Donde n es la velocidad angular de orbita promedio, calculada en términos del parámetro gravitacional terrestre $\mu = 3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ y la semi-abcisa mayor a :

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3-5)$$

Con esto, es posible definir el periodo de orbita como $\tau_{orb} = 2\pi/n$. Por otra parte, Ω también puede ser reescrito de manera similar, en términos de una tasa de regresión constante $\dot{\Omega}$:

$$\Omega(t) = \Omega_0 - \dot{\Omega}t \quad (3-6)$$

Una aproximación de primer orden para $\dot{\Omega}$ puede ser calculada a partir del segundo factor de forma dinámica $J_2 = 1,0826 \times 10^{-3}$ [Fortescue et al., 2011, p. 97]:

$$\dot{\Omega} = \frac{3J_2r_{\oplus}^2}{2a^2}n \cos i \quad (3-7)$$

La combinación de altitud (a) e inclinación (i) de la órbita del FACSAT-1, permiten que la tasa de regresión de la linea de nodos sea de $\dot{\Omega} \approx -1^\circ/\text{dia}$, atribuyéndole un carácter del tipo

SSO-LEO. A partir de la ecuaciones 3-4 y 3-6, la posición del satélite puede escribirse entonces como una función que depende únicamente del tiempo.

$$\begin{aligned} [\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat}(t)]_{GEO} = & [\cos \Omega(t) \cos (\nu(t) + \omega) - \sin \Omega \cos i \sin (\nu(t) + \omega)] \hat{\mathbf{I}} \\ & + [\sin \Omega(t) \cos (\nu + \omega) + \cos \Omega(t) \cos i \sin (\nu(t) + \omega)] \hat{\mathbf{J}} \\ & + [\sin i \sin (\nu(t) + \omega)] \hat{\mathbf{K}} \end{aligned} \quad (3-8)$$

La figura 3-14 muestra la trayectoria de órbita del FACSAT-1, durante ciertos instantes de tiempo después de la toma de datos de los elementos orbitales. Únicamente a esta escala de tiempo puede apreciarse en detalle el efecto de regresión de la línea de nodos.

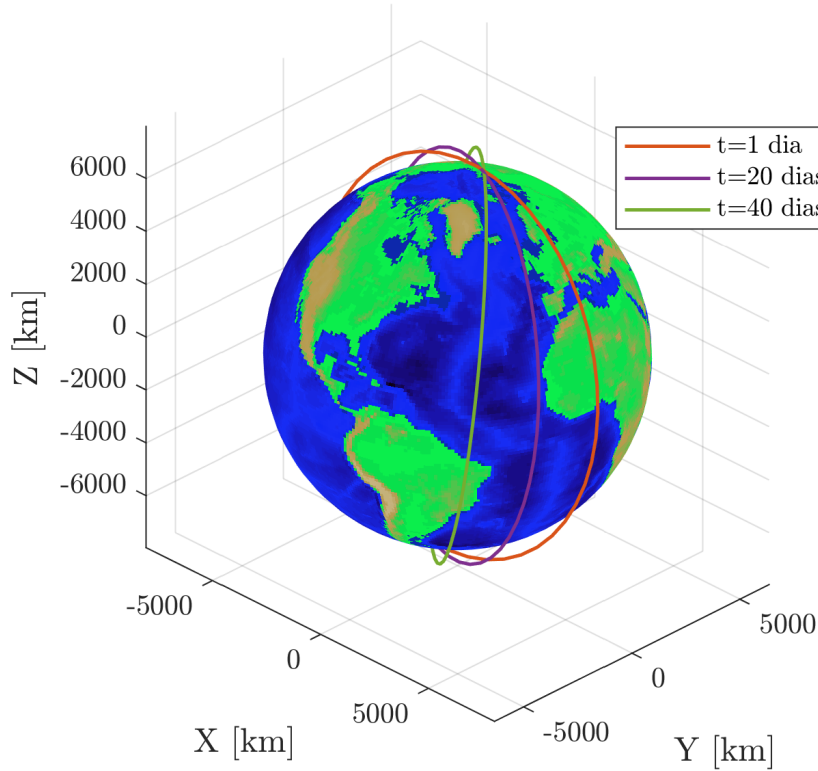


Figura 3-14: Trayectoria de órbita del FACSAT-1 en un sistema de coordenadas geocéntrico.

El vector velocidad del satélite puede calcularse como $\hat{\mathbf{v}}_{\oplus \rightarrow sat} = (\mathbf{n})_{GEO} \times (\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO}$, con $(\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} = r_{sat}(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO}$ y $(\mathbf{n})_{GEO} = n(\hat{\mathbf{n}})_{GEO}$. Dado que el vector unitario $(\hat{\mathbf{n}})_{GEO}$ coincide con el vector normal a la órbita $(\hat{\mathbf{i}})_{GEO}$, entonces $(\hat{\mathbf{n}})_{GEO}$ puede ser determinado como:

$$[\hat{\mathbf{n}}(t)]_{GEO} = [\hat{\mathbf{i}}(t)]_{GEO} = \sin i \sin \Omega(t) \hat{\mathbf{I}} - \sin i \cos \Omega(t) \hat{\mathbf{J}} + \cos i \hat{\mathbf{K}} \quad (3-9)$$

Aunque en órbitas más generales, todo el conjunto de parámetros Keplerianos podrían resultar relevantes, en relación al modelo térmico desarrollado para esta misión y bajo la restricción de una órbita SSO, los perfiles de temperatura y cargas de radiación externas poseen un carácter periódico en el tiempo (con periodo τ_{orb}). Por ello, únicamente la altitud (a), inclinación (i) y el RAAN ($\Omega(t)$) son suficientes para definir por completo las trayectoria de operación del LEO-PAR.

Con el fin de cubrir el grado de incertidumbre existente sobre la elección de los parámetros orbitales, y dada la fase relativamente temprana en la que se encuentra la misión actualmente, se decidió considerar de manera preliminar tres tipos de SSO (incluyendo la del FACSAT-1) con

diferentes alturas, manteniendo el valor de Ω_0 constante. Existe una variedad de configuraciones orbitales que podrían ser incluidas dentro del análisis térmico. No obstante, uno de los propósitos adyacentes a este trabajo es el desarrollo de una metodología de cálculo que permita evaluar de forma sencilla cualquier posible alteración en el diseño de órbita. La tabla **3-3** muestra el conjunto de parámetros correspondientes a cada caso:

Caso	Altitud [km]	i [°]	Ω_0 [°]
1	160	96.1835	136.7955
2	488.054	97.3954	136.7955
3	2000	104.879	136.7955

Tabla 3-3: Elementos de Kepler para tres tipos de órbita SSO.

3.4. Modos de operación y de actitud

Existe una variedad de tareas que deberán ser llevadas a cabo internamente por el satélite para dar cumplimiento a los objetivos de misión. A cada una de estas etapas se le denomina *modo de operación*. No obstante, en cada instante el LEOPAR tendrá una cierta orientación espacial que podrá ser complementaria o indiferente del *Modo de Operación* que se este llevando a cabo en ese momento. A estos estados de orientación se les denomina *Modos de Actitud*. Aunque existen una variedad de modos operacionales programados para la misión, solo fueron considerados aquellos en donde el consumo energético del satélite (*Modo Seguro*) y de la carga útil (*Modo Ciencia*) es máximo. La tabla **3-4** muestra los valores de potencia nominal requeridos por los subsistemas en cada uno de estos modos [USA, 2021]:

Modo de operación	Subsistema operando	Potencia nominal [W]
Seguro	PFCU	0,2
	OBC	0,2
	Baterías	0,1
	EPS	0,2
	COMM-UHF	28
	COMM-S	0,1
	SIM	0,1
	ADCS	4,9
	GPS	0,1
Ciencia	PFCU	12
	OBC	0,2
	Baterías	0,1
	EPS	0,2
	COMM-UHF	0,1
	COMM-S	0,1
	SIM	0,1
	ADCS	4,9
	GPS	1,3

Tabla 3-4: Consumo de potencia por modo de operación.

Cabe destacar que, estos valores de potencia representan tan solo el valor máximo alcanzado

durante una órbita, y no todos los subsistemas estarán encendidos al mismo tiempo. Nuevamente, dada a la fase temprana en la que se encuentra todo el proyecto, estos deberán ser refinados conforme se alcance un mayor grado de madurez en la definición de la misión.

En relación a los *Modos de Actitud*, a continuación se describen los dos modos más representativos de la mecánica de vuelo que adoptará el satélite en órbita:

3.4.1. Adquisición

En este modo, el sistema óptico del LEOPAR (Carga Útil) deberá estar orientado con el nadir para lograr la adquisición del cubo de imágenes espectrales (*Modo Ciencia*). En esta configuración, el eje $+Z$ (ver figura 3-15) del LEOPAR estará alineado perpendicularmente a la superficie terrestre. A nivel vectorial, esta condición es satisfecha cuando el vector normal a la cara 1 ($\hat{n}_1$) es igual al negativo del vector posición del satélite $\hat{r}_{\oplus \rightarrow sat}$.

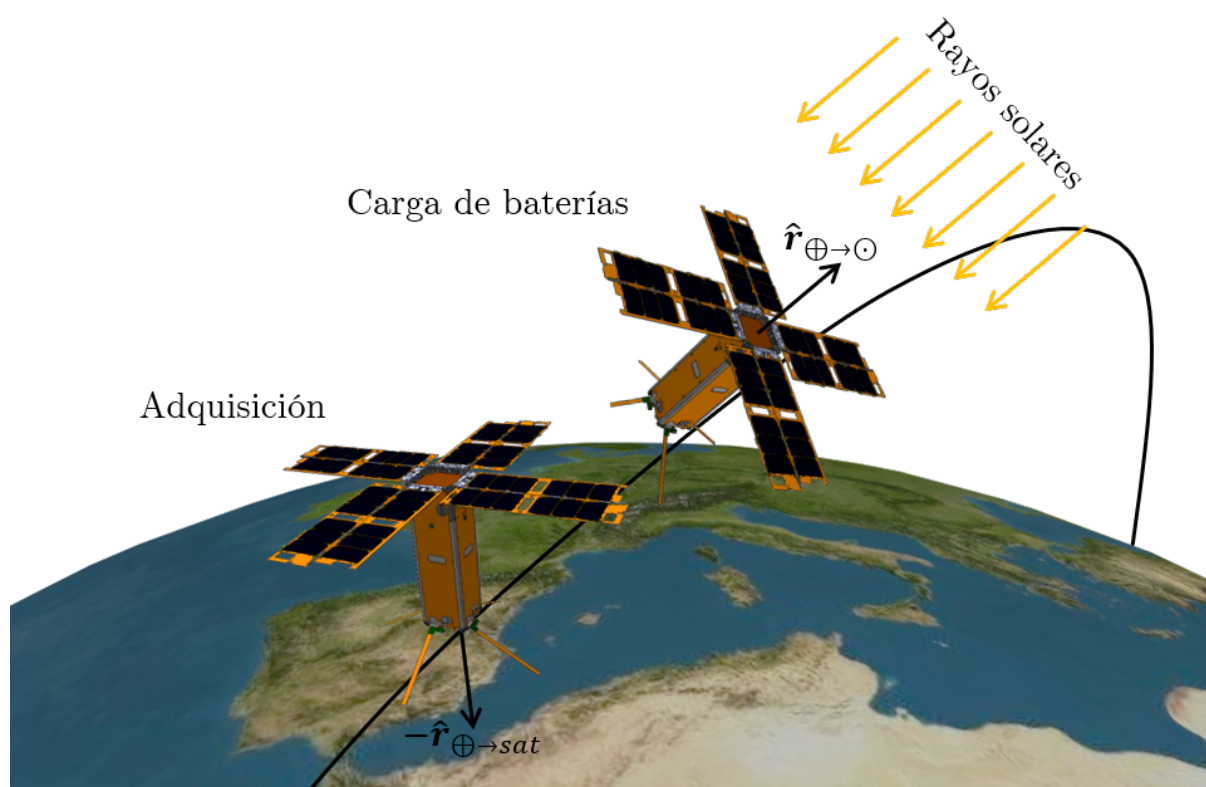


Figura 3-15: Esquema de modos de actitud.

3.4.2. Carga de Baterías

Con el objetivo de obtener la potencia eléctrica necesaria para el correcto funcionamiento y supervivencia de todos los subsistemas, el satélite debe recolectar la mayor cantidad de energía disponible, orientando los paneles solares de forma perpendicular al vector solar. Durante este periodo se llevará a cabo el *Modo Básico* de operación. La carga de baterías comprende uno de los lapsos de tiempo más grandes durante cada ciclo orbital, es por ello que este modo de operación podría considerarse como el más representativo de todo el ciclo de actitud de la misión. La cantidad de energía solar absorbida y transformada a energía eléctrica (potencia disponible) puede ser calculada como:

$$\dot{P}_a = 48A_{sc}\eta I_{\odot}(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot} \cdot \hat{\mathbf{n}}_2) \quad (3-10)$$

Donde A_{sc} es el área individual de cada celda solar, η es la eficiencia de celda, $I_{\odot}$ es la constante solar, $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$ es el vector solar y $\hat{\mathbf{n}}_2$ es el vector normal a la cara 2 o cara -Z. La figura **3-16** muestra los perfiles de potencia recolectada para un ciclo orbital completo:

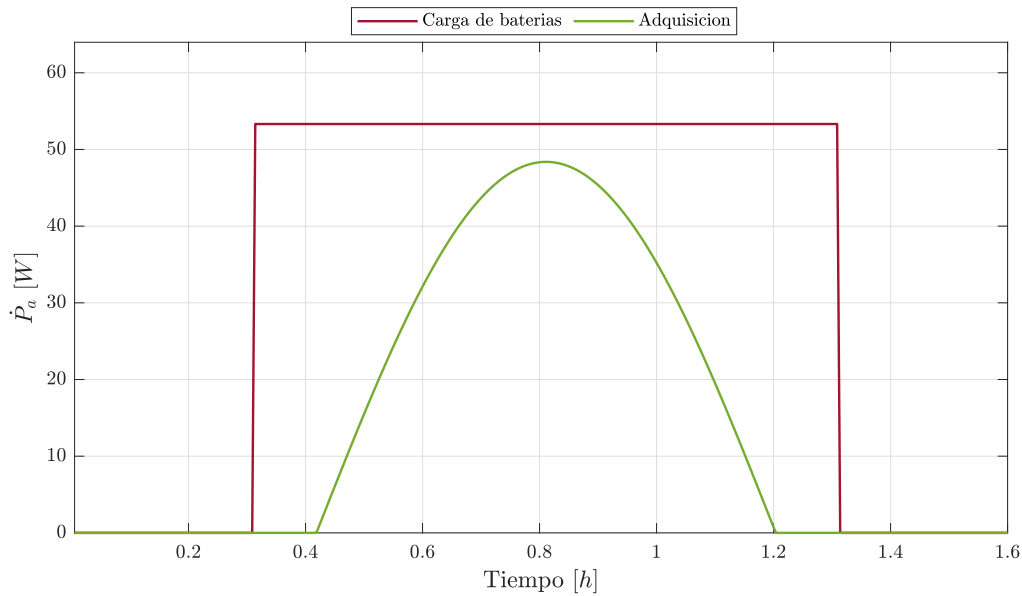


Figura 3-16: Potencia de radiación solar disponible para trabajo eléctrico. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla **3-3**).

Al realizar la integración en el tiempo de cada una de las curvas de potencia es posible calcular la energía neta absorbida por unidad de órbita. Los resultados obtenidos son 53,31 Wh/orbita y 24,18 Wh/orbita para los modos de *Carga de Baterías* y *Adquisición*, respectivamente.

3.5. Variación del vector solar y ángulo beta:

Debido a la inclinación de la tierra sobre su propio plano de orbita, desde el punto de vista del sistema geocéntrico, el sol Orbita alrededor de la tierra sobre una elipse inclinada 23° aproximadamente respecto al eje $\hat{\mathbf{I}}$ (Υ) (figura **3-17**). El vector solar $(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot})_{GEO}$ es definido en el sistema coordenado geocéntrico, por dos valores denominados como: longitud de la eclíptica λ_{ecl} y oblicuidad de la eclíptica ϵ , como se muestra en la figura **3-17**:

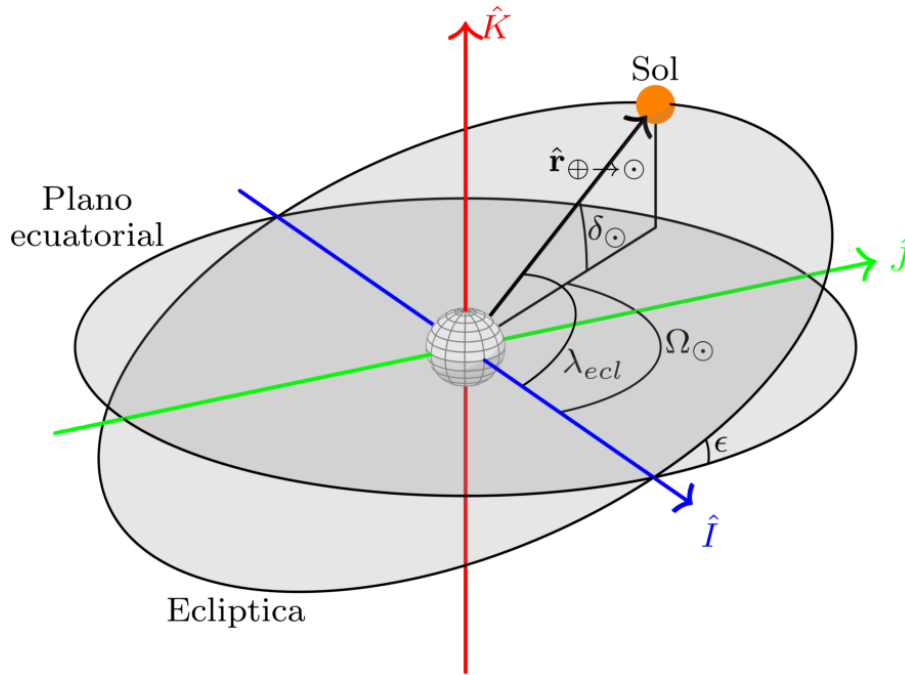


Figura 3-17: Órbita del sol sobre la eclíptica

Y en su forma vectorial este puede ser escrito como:

$$(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot})_{GEO} = \cos \lambda_{ecl} \hat{\mathbf{I}} + \cos \epsilon \sin \lambda_{ecl} \hat{\mathbf{J}} + \sin \epsilon \sin \lambda_{ecl} \hat{\mathbf{K}} \quad (3-11)$$

Los valores de λ_{ecl} y ϵ pueden ser calculados a lo largo del tiempo, de forma simple y con un buen grado de aproximación ($\pm 0,01^\circ$) mediante el siguiente algoritmo de cálculo [Vallado, 2001, p. 277]

1. Se calcula la fecha en el calendario Juliano JD , para esto empleó la función **juliandate** de MATLAB. Sin embargo, este también puede ser calculado usando la ecuación 3-42 de [Vallado, 2001].

2. Se determina el número de siglos Julianos T_{UT1} .

$$T_{UT1} = \frac{JD - 2451545,0}{36525} \quad (3-12)$$

3. Se determina la longitud media del sol $\lambda_{M_\odot}$.

$$\lambda_{M_\odot} = 280,460^\circ + 36000,771^\circ T_{UT1} \quad (3-13)$$

4. Se determina la anomalía media del sol $M_\odot$.

$$M_\odot = 357,5291092^\circ + 35999,05034^\circ T_{UT1} \quad (3-14)$$

5. Se determina la longitud de la eclíptica λ_{ecl} .

$$\lambda_{ecl} = \lambda_{M_\odot} + 1,914666471^\circ \sin(M_\odot) + 0,019994643^\circ \sin(2M_\odot) \quad (3-15)$$

6. Se aproxima el valor de la oblicuidad de la eclíptica ϵ con dos términos en la expansión

$$\epsilon = 23,439291^\circ - 0,0130042^\circ T_{UT1} \quad (3-16)$$

De forma alternativa, $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$ también puede ser descrito por las componentes de longitud $\Omega_\odot$ y declinación $\delta_\odot$ del sol [Vallado, 2001, p. 281]:

$$(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot})_{GEO} = \cos \delta_\odot \cos \Omega_\odot \hat{\mathbf{I}} + \cos \delta_\odot \sin \Omega_\odot \hat{\mathbf{J}} + \sin \delta_\odot \hat{\mathbf{K}} \quad (3-17)$$

Los valores para $\delta_\odot$ y $\Omega_\odot$ pueden ser determinados como:

$$\Omega_\odot = \arctan(\cos \epsilon \tan \lambda_{ecl}) \quad (3-18)$$

$$\delta_\odot = \arcsin(\sin \epsilon \sin \lambda_{ecl}) \quad (3-19)$$

Un parámetro que permite caracterizar el efecto de la variación de $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$ a lo largo del año respecto al satélite, es el ángulo β , el cual se define como el ángulo mínimo entre el plano de órbita y el vector solar:

$$\cos\left(\frac{\pi}{2} - \beta\right) = \hat{\mathbf{I}} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot} \quad (3-20)$$

Debido a la propiedad SSO de la órbita seleccionada, β posee un valor aproximadamente constante a lo largo del año con un valor promedio de $\beta = 52,62^\circ$. La figura 3-18 muestra la variación de β para los siguientes 365 desde febrero 27 del 2021.

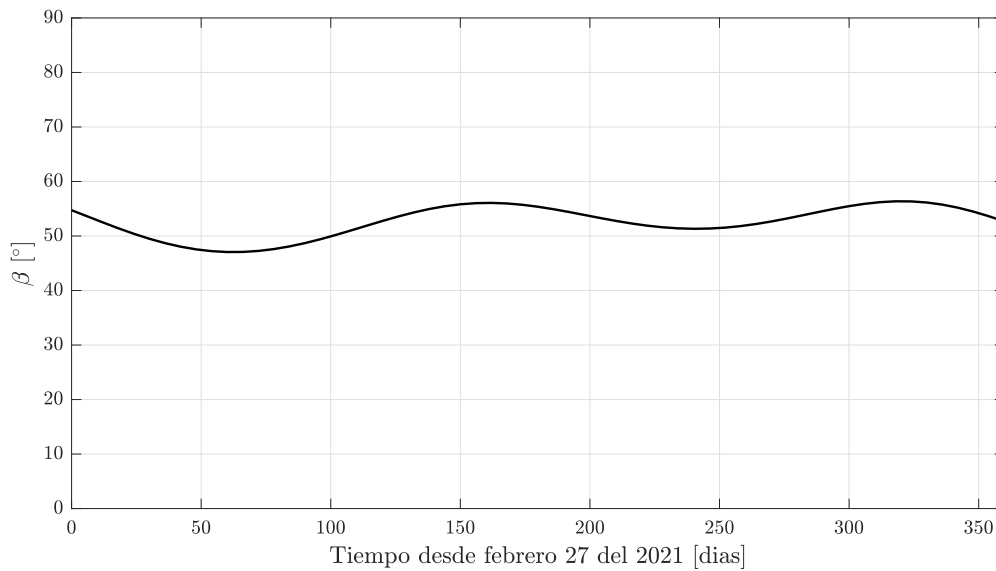


Figura 3-18: Variación del ángulo β para los siguientes 365 desde febrero 27 del 2021.

Capítulo 4

Cálculo de cargas de radiación externas

En esta sección se presenta una metodología de cálculo para la determinación de los flujos de radiación solar, infrarroja terrestre y de albedo, a partir de las ecuaciones fundamentales que describen la física de cada fenómeno. La figura 4-1 muestra dos vistas del satélite LEOPAR, donde a cada una de sus superficies más representativas se le fue asignada una numeración para efectos de emplear esta nomenclatura en el desarrollo del modelo. Las ecuaciones y algoritmos de cómputo, consideran la geometría del LEOPAR como el resultado de la superposición de 22 placas independientes. Esta suposición resultada bastante adecuada cuando ninguna de las caras interfiere sobre la semiesfera de visión de otra. Sin embargo, para este tipo de satélites con mecanismos despliegue, las cargas radiación externa incidentes experimentan un efecto de sombra y reflexión desde el arreglo de paneles solares hacia las paredes laterales del LEOPAR, y viceversa. Este fenómeno no fue tomado en consideración dentro del modelo. Todos los cálculos fueron desarrollados en MATLAB y las cargas de radiación fueron validadas usando el software SYSTEMA/THERMICA.

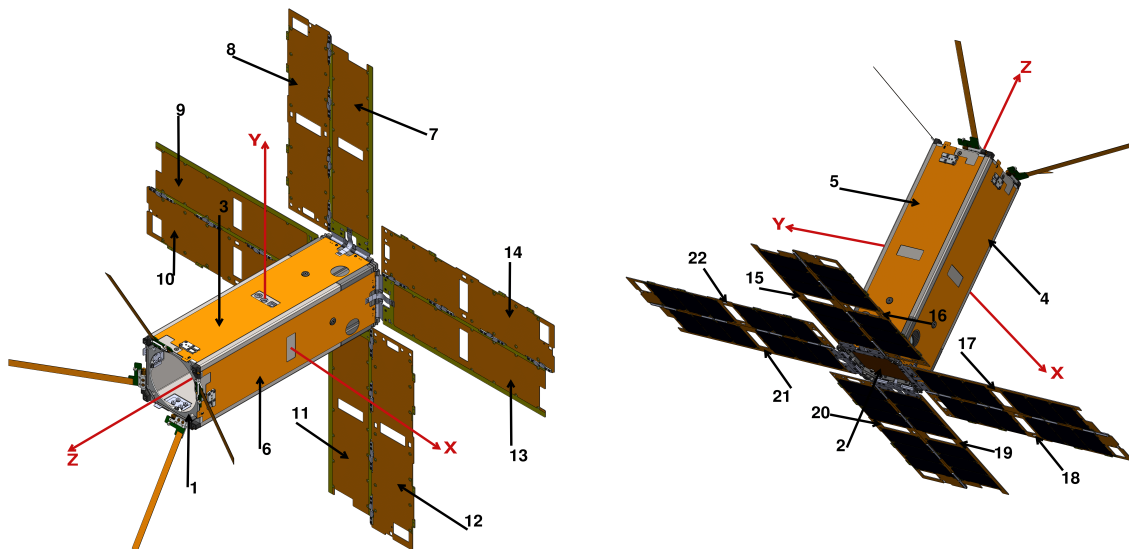


Figura 4-1: Vistas del modelo CAD del satélite LEOPAR con un sistema coordenado fijo a la estructura.

En relación al marco de referencia geométrico que será empleado para la determinación de las ecuaciones de flujo de radiación, la figura 4-2 muestra un arreglo espacial entre la superficie i -ésima del LEOPAR y el planeta tierra.

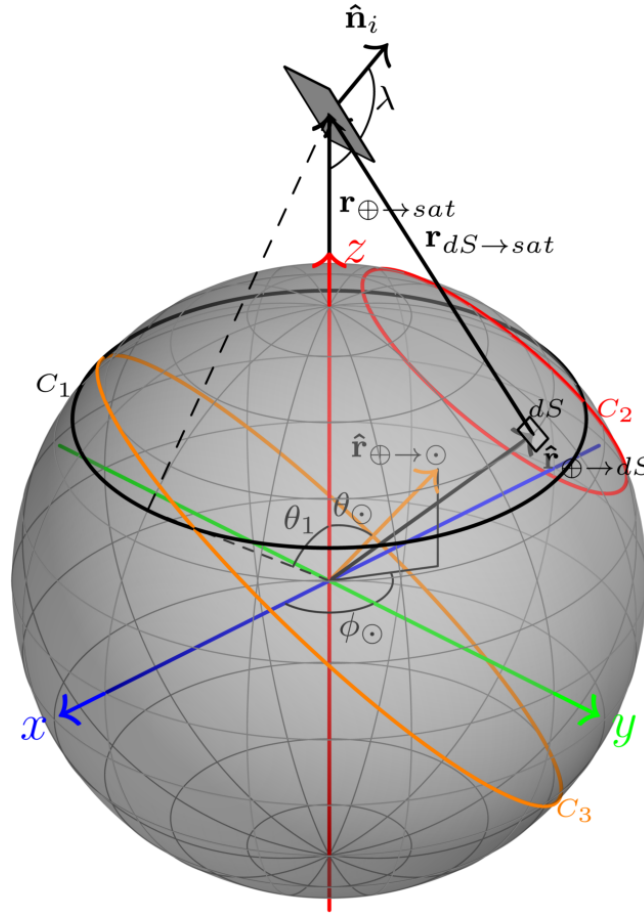


Figura 4-2: Marco de referencia geométrico (LEOPAR - Tierra) para el cálculo del flujo de radiación externa (albedo, radiación solar y radiación infrarroja).

Los subdominios esféricos delimitados por las curvas C_1 , C_2 y C_3 son definidos como sigue:

- $\mathcal{S}_1$: Sección de superficie terrestre ubicada dentro del campo de visión del satélite y delimitada por C_1 .
- $\mathcal{S}_2$: Sección de superficie terrestre localizada bajo la curva de intersección del plano de la superficie i -ésima con la tierra y delimitada por C_2 .
- $\mathcal{S}_3$: Sección de superficie terrestre iluminada por el sol y delimitada por C_3 (plano terminador).

En cuanto a las magnitudes vectoriales: $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat}$ describe la posición del LEOPAR en el espacio, $\hat{\mathbf{n}}_i$ es un vector normal y unitario a la superficie i -ésima del LEOPAR, definido por un ángulo λ medido desde $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat}$ en el plano XZ en dirección horaria. $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow dS}$ representa el vector posición de un diferencial de superficie terrestre, y $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$ describe la dirección del sol o vector solar. Las componentes de $\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}$ puede ser calculadas como $\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat} = \mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat} - \mathbf{r}_{\oplus \rightarrow dS}$. Estas variables vectoriales son descritas a continuación en coordenadas esféricas.

$$\hat{\mathbf{n}}_i = -\sin \lambda \hat{\mathbf{u}}_1 - \cos \lambda \hat{\mathbf{u}}_3 \quad (4-1)$$

$$\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow \odot} \approx \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot} = \sin \theta_{\odot} \cos \phi_{\odot} \hat{\mathbf{u}}_1 + \sin \theta_{\odot} \sin \phi_{\odot} \hat{\mathbf{u}}_2 + \cos \theta_{\odot} \hat{\mathbf{u}}_3 \quad (4-2)$$

$$\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow dS} = r_{\oplus} [\sin \theta \cos \phi \hat{\mathbf{u}}_1 + \sin \theta \sin \phi \hat{\mathbf{u}}_2 + \cos \theta \hat{\mathbf{u}}_3] \quad (4-3)$$

$$\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat} = r_{sat} \hat{\mathbf{u}}_3 \quad (4-4)$$

$$\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat} = -r_{\oplus} \sin \theta \cos \phi \hat{\mathbf{u}}_1 - r_{\oplus} \sin \theta \sin \phi \hat{\mathbf{u}}_2 + (r_{sat} - r_{\oplus} \cos \theta) \hat{\mathbf{u}}_3 \quad (4-5)$$

Donde $r_{\oplus}$ y r_{sat} representan el radio medio terrestre con un valor de $6378,14 \text{ km}$ y el radio de órbita del satélite, respectivamente. Cabe señalar que, todas las expresiones mostradas en esta sección están expresadas en términos de una base orto-normal $\hat{\mathbf{u}}_1$, $\hat{\mathbf{u}}_2$ y $\hat{\mathbf{u}}_3$ (base local), a menos que se especifique lo contrario. De forma general, esta base puede ser obtenida a partir de los vectores $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat}$ y $\hat{\mathbf{n}}_i$ en la base del sistema geocéntrico, tal que $\hat{\mathbf{u}}_3 = \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat}$, $\hat{\mathbf{u}}_2$ es perpendicular a $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat}$ y a $\hat{\mathbf{n}}_i$ con $\lambda \neq 0$, y $\hat{\mathbf{u}}_1$ completa la regla de la mano derecha para un sistema coordenado dextrógiro.

$$\hat{\mathbf{u}}_1 = \frac{(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} \times [(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} \times (\hat{\mathbf{n}}_i)_{GEO}]}{\|(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} \times [(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} \times (\hat{\mathbf{n}}_i)_{GEO}]\|} \quad (4-6)$$

$$\hat{\mathbf{u}}_2 = \frac{(\hat{\mathbf{n}}_i)_{GEO} \times (\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO}}{\|(\hat{\mathbf{n}}_i)_{GEO} \times (\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO}\|} \quad (4-7)$$

$$\hat{\mathbf{u}}_3 = (\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow sat})_{GEO} \quad (4-8)$$

La matriz de transformación asociada al cambio de coordenadas del sistema geocéntrico ecuatorial al sistema local puede ser determinada como:

$$\mathbf{A}_{GEO \rightarrow local} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{u}}_1 \\ \hat{\mathbf{u}}_2 \\ \hat{\mathbf{u}}_3 \end{bmatrix}^T \quad (4-9)$$

4.1. Radiación solar

A partir de la notación introducida en la figura 4-2, el diferencial de radiación solar absorbida por la superficie i -ésima del satélite se define como $d\dot{Q}_{s,i}$ (W):

$$d\dot{Q}_{s,i} = \alpha_i \cos b_i I_{\odot} dA_i \quad (4-10)$$

Donde α_i es la absorptividad efectiva de la placa ($0 \rightarrow 1$), b_i es el ángulo entre los vectores $\hat{\mathbf{n}}_i$ y $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$, $I_{\odot}$ (W/m^2) es la constante solar definida en 2-20 y dA_i (m^2) es un diferencial de área sobre la placa. Dado que el $\cos b_i = \hat{\mathbf{n}}_i \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$, entonces $\dot{Q}_{s,i}$ puede ser expresado como:

$$\dot{Q}_{s,i} = \alpha_i (\hat{\mathbf{n}}_i \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}) I_{\odot} A_i \quad (4-11)$$

La ecuación 4-11 es válida cuando la orientación de la placa permite que los rayos solares alcancen su superficie ($\hat{\mathbf{n}}_i \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot} > 0$), en otro caso $\dot{Q}_{s,i} = 0$. Adicionalmente, el modelo debe considerar el efecto de eclipse terrestre cuando el satélite se encuentre orbitando dentro de la zona oscura de la tierra. [VanOutryve, 2008] desarrolló un algoritmo binario en Matlab para este fin. El algoritmo puede ser deducido en su forma analítica a partir de la configuración mostrada en la figura 4-3:

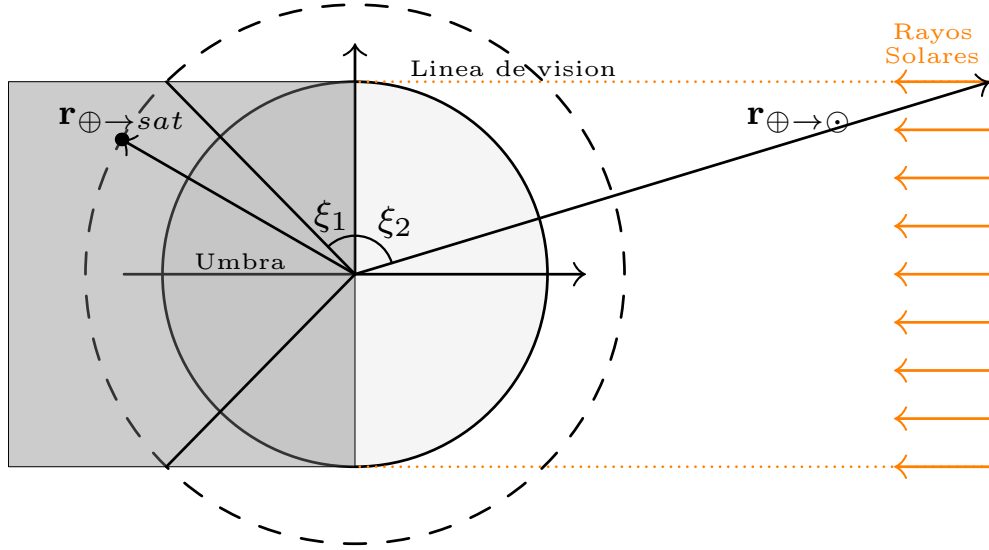


Figura 4-3: Configuración de rayos solares (Zona de eclipse)

Si el ángulo entre los vectores $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat}$ y $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \odot}$ es menor a la suma de los ángulos ξ_1 y ξ_2 , el satélite se encuentra transitando dentro de la zona iluminada y por lo tanto la ecuación 4-11 es válida para el cálculo del flujo de radiación.

$$\xi_1 + \xi_2 \geq \arccos \left(\frac{\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat} \cdot \mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \odot}}{\|\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow sat}\| \|\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow \odot}\|} \right) \quad (4-12)$$

Donde $\xi_1 = \arccos(r_{\oplus}/r_{sat})$ y $\xi_2 \approx \pi/2$. En otro caso $\dot{Q}_{s,i} = 0$, nuevamente.

4.2. Radiación infrarroja

El diferencial de radiación terrestre incidente y absorbido por la superficie i -ésima del satélite con área A_i y emisividad efectiva ε_i ¹, puede ser calculado como:

$$d\dot{Q}_{e,i} = \varepsilon_i I_{\oplus} \frac{\cos a_E \cos a_i}{\pi \|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\|^2} dS dA_i \quad (4-13)$$

Donde a_E es el ángulo entre los vectores $\mathbf{r}_{\oplus \rightarrow dS}$ y $\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}$, y a_i es el ángulo entre los vectores $-\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}$ y $\hat{\mathbf{n}}_i$. Dado el orden de magnitud de la región de integración planetaria respecto a el área de la placa, $dA_i \approx A_i$. Usando la ecuación 2-20 para el cálculo de la constante de radiación terrestre, y reemplazando las identidades $\cos a_E = \hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat}$, $\cos a_i = -\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} \cdot \hat{\mathbf{n}}_i$:

$$\dot{Q}_{e,i} = \int_{S_e} \varepsilon_i \sigma T_e^4 A_i \frac{(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat})(-\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} \cdot \hat{\mathbf{n}}_i)}{\pi \|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\|^2} dS \quad (4-14)$$

Calculando $\|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\|$ y desarrollando los productos escalares $(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat})$ y $(\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} \cdot \hat{\mathbf{n}}_i)$:

¹Para una superficie gris y difusa su absorptividad α es igual a su emisividad ε en una cierta región del espectro electromagnético [Bergman et al., 2011, pág 765].

$$\|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\| = \sqrt{r_{\oplus}^2 + r_{sat}^2 - 2r_{\oplus}r_{sat} \cos \theta} \quad (4-15)$$

$$\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} = \frac{r_{sat} \cos \theta - r_{\oplus}}{\sqrt{r_{\oplus}^2 + r_{sat}^2 - 2r_{\oplus}r_{sat} \cos \theta}} \quad (4-16)$$

$$-\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} \cdot \hat{\mathbf{n}}_i = \frac{\cos \lambda (r_{sat} - r_{\oplus} \cos \theta) - r_{\oplus} \sin \theta \cos \phi \sin \lambda}{\sqrt{r_{\oplus}^2 + r_{sat}^2 - 2r_{\oplus}r_{sat} \cos \theta}} \quad (4-17)$$

Y usando la definición de diferencial de área en coordenadas esféricas:

$$dS = r_{\oplus}^2 \sin \theta d\theta d\phi \quad (4-18)$$

La ecuación 4-14 puede ser reescrita como:

$$\dot{Q}_{e,i} = \varepsilon_i \sigma T_e^4 A_i F_{e,i} \quad (4-19)$$

Donde $F_{e,i}$ representa el factor de visión para radiación terrestre, definido como:

$$F_{e,i} = \int \int_{\mathcal{S}_e} \frac{[H \cos \theta - 1][\cos \lambda (H - \cos \theta) - \sin \theta \cos \phi \sin \lambda]}{\pi[1 + H^2 - 2H \cos \theta]^2} \sin \theta d\theta d\phi \quad (4-20)$$

Con $H = r_{sat}/r_{\oplus}$. La región de integración $\mathcal{S}_e$ está dada por la intersección entre las regiones $\mathcal{S}_1$ y $\mathcal{S}_2$:

$$\mathcal{S}_e = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_2 \quad (4-21)$$

Las ecuaciones 4-19 y 4-20 constituyen una solución general para el cálculo de radiación terrestre sobre una superficie plana. Aunque existe un limitado número de geometrías para las cuales se dispone de una solución exacta, [Thornton, 1996] presenta por primera vez un algoritmo sencillo que permite calcular $F_{e,i} = F_{e,i}(\lambda)$. Sin embargo, y dada la eficiencia computacional con la que se dispone en la actualidad, $F_{e,i}$ también puede ser aproximado mediante métodos de integración numérica.

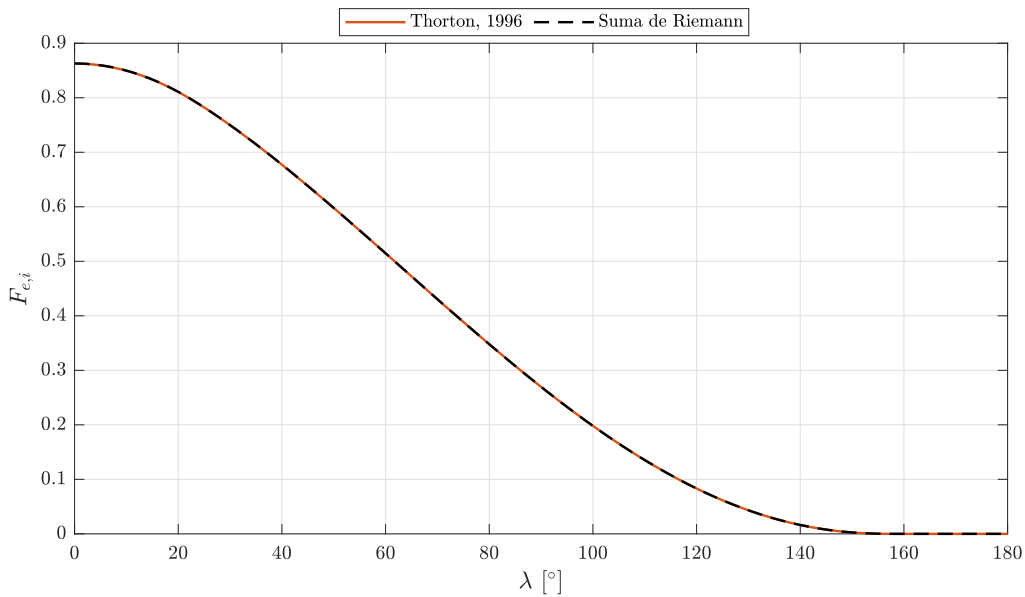


Figura 4-4: Factor de visión para radiación terrestre. Solución analítica y numérica con 400 celdas en el dominio.

Con el objetivo de verificar el grado de consistencia existente entre ambas metodologías, $F_{e,i}$ fue calculado para distintos valores de λ entre 0° y $\pi/2$ empleando el método de la doble suma de Riemann (apéndices A y B.1) y la solución propuesta por [Thornton, 1996, p. 30]. La figura 4-4 muestra los resultados obtenidos.

4.3. Radiación de albedo

El diferencial de radiación de albedo que es absorbido por la superficie i -ésima del satélite, puede definirse como:

$$d\dot{Q}_{a,i} = \alpha_i \gamma_{\oplus} dQ_{\oplus} \frac{\cos a_E \cos a_i}{\pi \|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\|^2} dA_i \quad (4-22)$$

Donde $d\dot{Q}_{\oplus} (W)$ es la potencia de radiación solar incidente sobre un elemento diferencial de superficie terrestre dS . $d\dot{Q}_{\oplus} (W)$ puede ser calculado como:

$$d\dot{Q}_{\oplus} = I_{\odot} (\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow \odot}) dS \quad (4-23)$$

Reemplazando 4-23 en 4-22 y reescribiendo los cosenos de a_E y a_i como productos escalares entre vectores:

$$d\dot{Q}_{a,i} = \alpha_i \gamma_{\oplus} I_{\odot} \frac{(\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat})(\hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow sat} \cdot \hat{\mathbf{n}}_i)}{\pi \|\mathbf{r}_{dS \rightarrow sat}\|^2} (\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow \odot}) dA_i dS \quad (4-24)$$

Desarrollando el producto escalar $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow \odot}$, se obtiene:

$$\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow dS} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{dS \rightarrow \odot} = \sin \theta \sin \theta_{\oplus} (\cos \phi \cos \phi_{\odot} + \sin \phi \sin \phi_{\odot}) + \cos \theta \cos \odot \quad (4-25)$$

Y reemplazando las ecuaciones 4-15, 4-16 y 4-17.

$$\boxed{\dot{Q}_{a,i} = \alpha_i \gamma_{\oplus} I_{\odot} F_{a,i}} \quad (4-26)$$

Con $F_{a,i}$ definido como:

$$F_{a,i} = \int \int_{\mathcal{S}_a} \frac{[H \cos \theta - 1][\cos \lambda (H - \cos \theta) - \sin \theta \cos \phi \sin \lambda]}{\pi [1 + H^2 - 2H \cos \theta]^2} [\sin \theta \sin \theta_{\oplus} (\cos \phi \cos \phi_{\odot} + \sin \phi \sin \phi_{\odot}) + \cos \theta] \sin \theta d\theta d\phi \quad (4-27)$$

La región de integración $\mathcal{S}_a$ resulta de la intersección de las regiones $\mathcal{S}_1$, $\mathcal{S}_2$ y $\mathcal{S}_3$.

$$\mathcal{S}_a = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_2 \cap \mathcal{S}_3 \quad (4-28)$$

Para el cálculo de la expresión 4-27, nuevamente fue empleado un método de integración numérica basado en la doble suma de Riemann debido a que hasta el momento no se dispone de una solución exacta de la integral 4-27. Para su descripción en detalle véase el apéndice A. La figura 4-5 muestra algunas curvas de nivel de $F_{a,i}$ para diferentes valores de λ y θ_s .

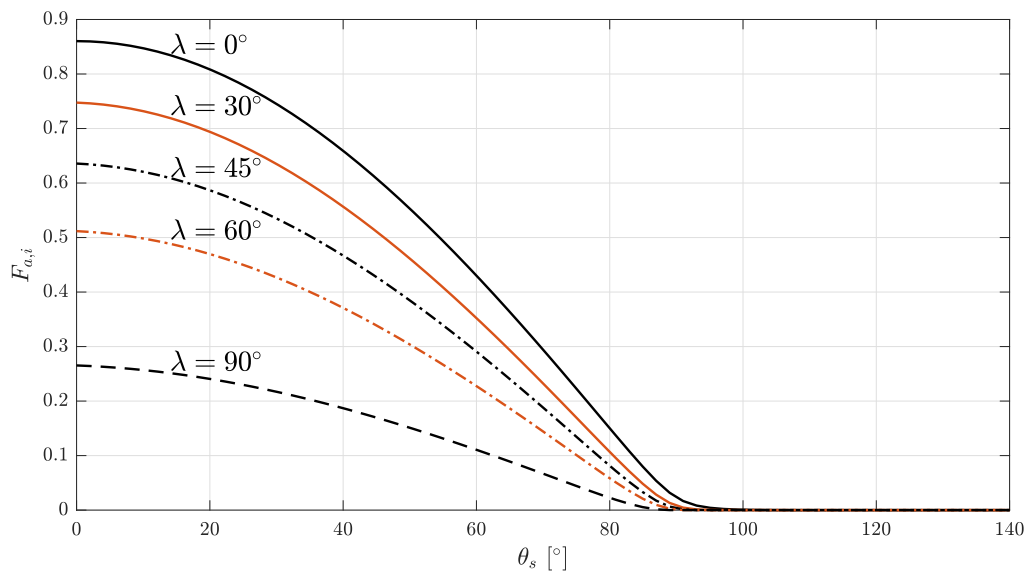


Figura 4-5: Factor de visión por radiación de albedo con $\phi_s = 180^\circ$.

4.4. Resultados

Con el objetivo de realizar una primera validación del método presentado en la sección anterior, se generaron dos modelos tridimensionales del LEOPAR (con paneles desplegados y no desplegados) usando el software comercial SYSTEMA/THERMICA bajo la licencia de prueba gratis por 2 meses que brinda esta compañía. Respecto a la órbita, todos los resultados son reportados para el conjunto de elementos orbitales expuestos en la tabla **3-3** - caso 2, para los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*. Dadas las condiciones de la órbita seleccionada (SSO), los resultados son presentados para un único ciclo orbital. El efecto del perihelio y afelio terrestre son tomados en consideración en el capítulo 6.

La tabla **4-1** muestra las propiedades ópticas seleccionadas de forma preliminar para el satélite. Cabe señalar que estos parámetros fueron refinados en secciones posteriores (sección **6.4.1**) con base en la información suministrada por el equipo de carga útil:

Superficies	α_s []	ε_{IR} []
1 (+Z)	0.97	0.96
2 (-Z)	0.65	0.86
3 - 6 (+Y,-X,-Y,+X)	0.70	0.65
7 - 14	0.66	0.61
15 - 20	0.60	0.78

Tabla 4-1: Propiedades ópticas promedio del LEOPAR. Cálculo de cargas de radiación.

4.4.1. Modo de Adquisición

La figura **4-6** muestra un compendio de los resultados obtenidos para las potencias de radiación absorbidas por el LEOPAR, en el modo de *Adquisición*, despreciando el efecto de los paneles desplegables:

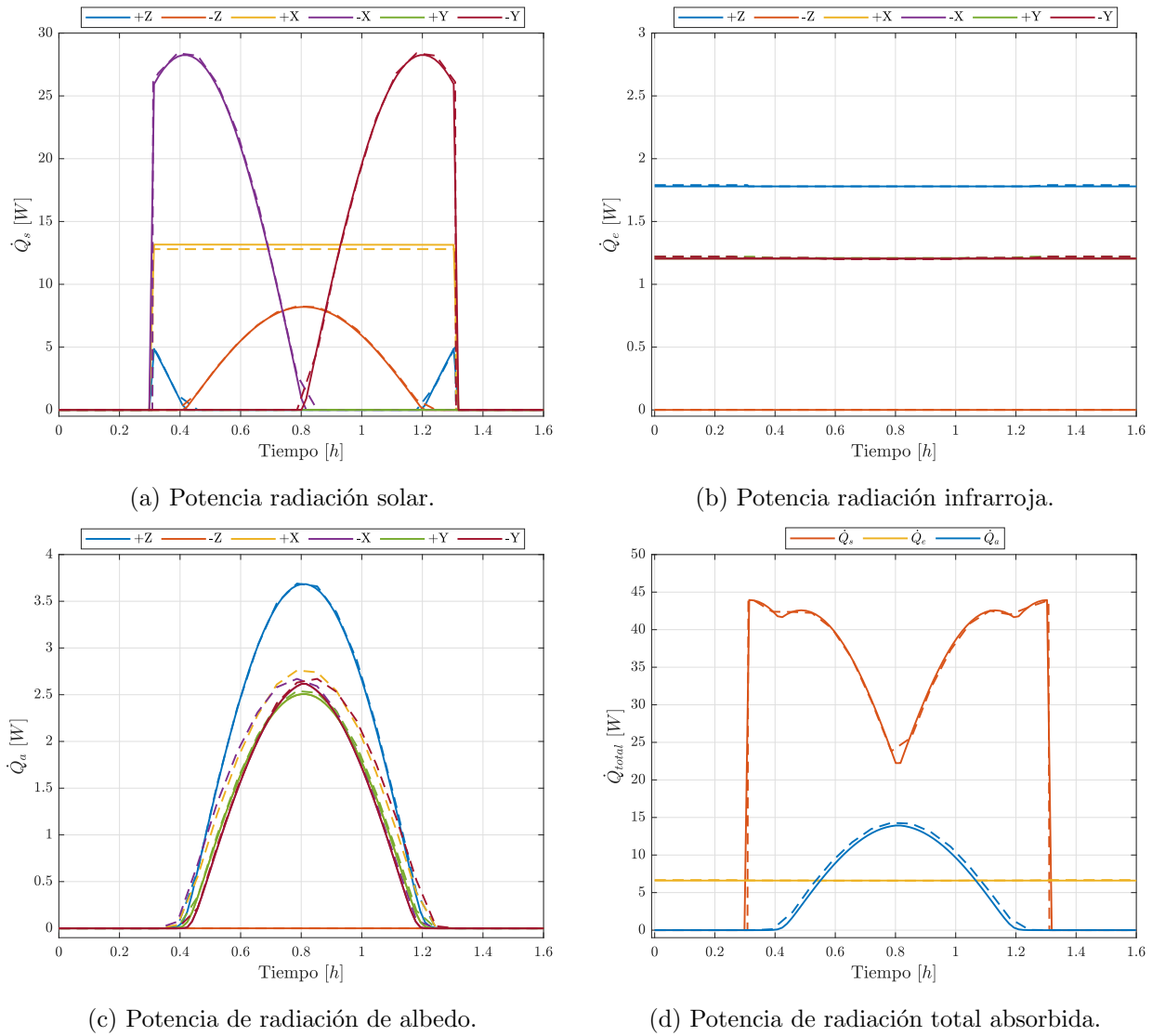


Figura 4-6: Curvas de potencia de radiación externa. Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles no desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

De la figura 4-6, queda claro que ambas metodologías muestran una notable consistencia en la mayor parte de los resultados. Aun así, las cargas de radiación de albedo (figura 4-6c) presentan cierto grado de discrepancia en las caras laterales (+X,-X,+Y,-Y). Este fenómeno puede atribuírsele al hecho de que SYSTEMA/THERMICA emplea un algoritmo de cálculo distinto para la determinación de factores de forma, basado en un método estadístico de trazado de rayos, también denominado método Montecarlo. Por otra parte en MATLAB se realiza la integración numérica directa de la expresión 4-24. Cabe destacar que, ambas aproximaciones están sujetas a errores dependiendo de la cantidad de nodos (integración numérica) o rayos (método Montecarlo) empleados en los cálculos.

Debido a que la potencia de radiación infrarroja no depende de la posición relativa entre el satélite el sol y que el modo de adquisición posee una orientación constante respecto a la superficie terrestre, la cargas de radiación infrarrojas (figura 4-6b) muestran valores aproximadamente constantes para todo el ciclo orbital. La solución para las caras +X, -X, +Y, -Y se encuentran superpuestas.

Por otro lado, en la figura 4-7 se presentan los resultados obtenidos, para la misma órbita y modo de operación, esta vez incluyendo los paneles desplegables dentro de los cálculos:

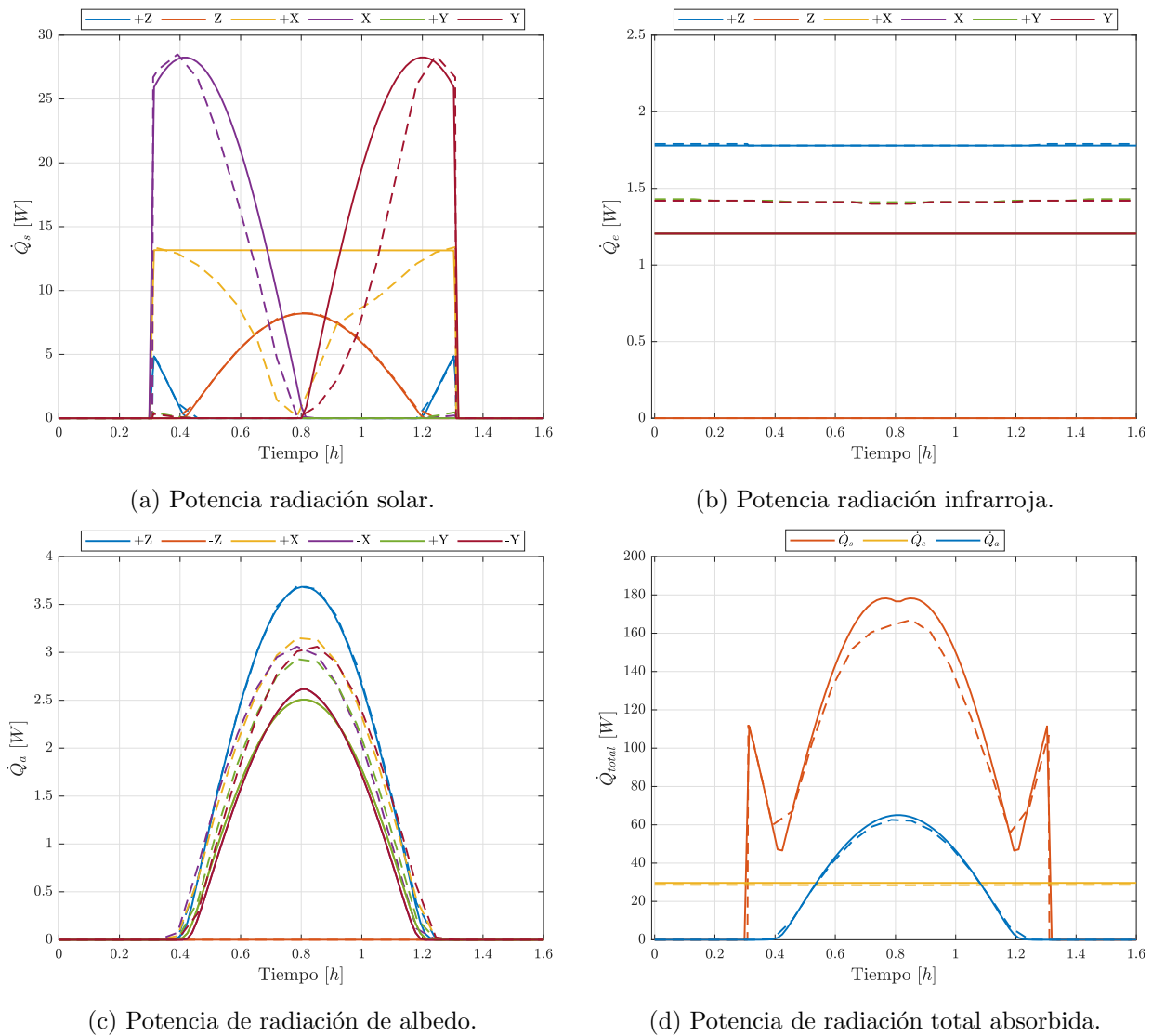


Figura 4-7: Curvas de potencia de radiación externa. Líneas solidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

Aunque en este caso existe un total de 22 curvas de potencia (22 caras - figura 4-1), con la finalidad de no saturar la lectura de resultados, solo se presentan los datos obtenidos para las caras +Z,-Z,+X,-X,+Y,-Y. Las curvas de potencia de radiación total absorbida reportadas en la figura 4-7d cuantifica la totalidad de las contribuciones de todas las caras. De la figura 4-7a se puede apreciar una clara variación en las curvas obtenidas mediante SYSTEMA/THERMICA, mientras que los resultados arrojados por MATLAB son numéricamente equivalentes al modelo sin paneles. Cabe recordar que el modelo propio estima las potencias de radiación del satélite a partir de la superposición de los resultados obtenidos para cada superficie, de manera independiente y despreciando cualquier efecto de sombra y reflexión de la radiación incidente.

Nótese que para las caras +X,-X y -Y, a nivel general, el modelo en MATLAB sobrestima la potencia de radiación solar para toda la trayectoria orbital, debido a que mientras SYS-

TEMA/THERMICA si considera que cada rayo de energía puede impactar sobre una única superficie del satélite sin perder energía, en el algoritmo de MATLAB, y solo a modo de brindar una interpretación numérica adecuada, un rayo de energía puede impactar en más de una ocasión y con la misma cantidad de energía sobre las superficies del satélite, siempre y cuando el vector normal del lado positivo de dicha superficie y la dirección del flujo de energía, formen un ángulo menor a 90° .

La sombra entre componentes no es el único factor causal del grado de desviación presente entre ambos métodos, el efecto de reflexión constituye un fenómeno que también ha sido despreciado dentro de los cálculos realizados en MATLAB. Puede contemplarse en mayor detalle este efecto a partir de los resultados obtenidos para las potencias de radiación infrarroja y de albedo (figuras 4-7b y 4-7c), en donde los resultados arrojados por MATLAB ahora subestiman las cargas de radiación obtenidas en SYSTEMA/THERMICA para las caras laterales del 3U (+X,-X,+Y y -Y). Debido a la orientación que adopta el satélite durante *Adquisición*, en donde el eje +Z se encuentra orientado con el nadir, y a que la potencia de radiación infrarroja y de albedo proviene en su mayoría desde esta dirección, parte de esta energía está siendo reflejada por el arreglo de paneles solares (caras 7,8,9,10,11,12,13 y 14) para luego impactar sobre las paredes laterales del LEOPAR (caras 2,3,4,5 y 6), generando un aumento en la carga neta total.

Finalmente, y a pesar de las consideraciones antes mencionadas, de la curva de potencia de radiación neta (figura 4-7d) se desprende que los resultados siguen teniendo un grado de consistencia aceptable en términos ingenieriles. Con la finalidad de obtener un indicador numérico del error entre ambos métodos, se determinó la cantidad de energía neta absorbida desde cada fuente por unidad de orbita. Esta puede ser calculada al realizar la integración de cada curva sobre un periodo orbital:

$$E_s = \int_0^{\tau_{orb}} \dot{Q}_s dt, \quad E_e = \int_0^{\tau_{orb}} \dot{Q}_e dt, \quad E_a = \int_0^{\tau_{orb}} \dot{Q}_a dt \quad (4-29)$$

Donde $\dot{Q}_s$, $\dot{Q}_e$ y $\dot{Q}_a$ son las potencias de radiación neta absorbida sobre todas las caras:

$$\dot{Q}_s = \sum_{k=1}^{22} \dot{Q}_{s,k}, \quad \dot{Q}_e = \sum_{k=1}^{22} \dot{Q}_{e,k}, \quad \dot{Q}_a = \sum_{k=1}^{22} \dot{Q}_{a,k} \quad (4-30)$$

La tabla 4-2 reporta los resultados obtenidos mediante ambos métodos:

Metodo	E_s [Wh]	E_e [Wh]	E_a [Wh]
MATLAB	246,7	92,72	64,70
SYSTEMA/THERMICA	233,1	89,68	63,40
Error %	5,834 %	3,390 %	2,050 %

Tabla 4-2: Energía de radiación total absorbida por orbita. Modo de operación: Adquisición. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

4.4.2. Modo de Carga de Baterías

La figura 4-8 muestra las curvas de potencia obtenidas para el modo de *Carga de Baterías*, despreciando el efecto de los paneles desplegables dentro de los cálculos:

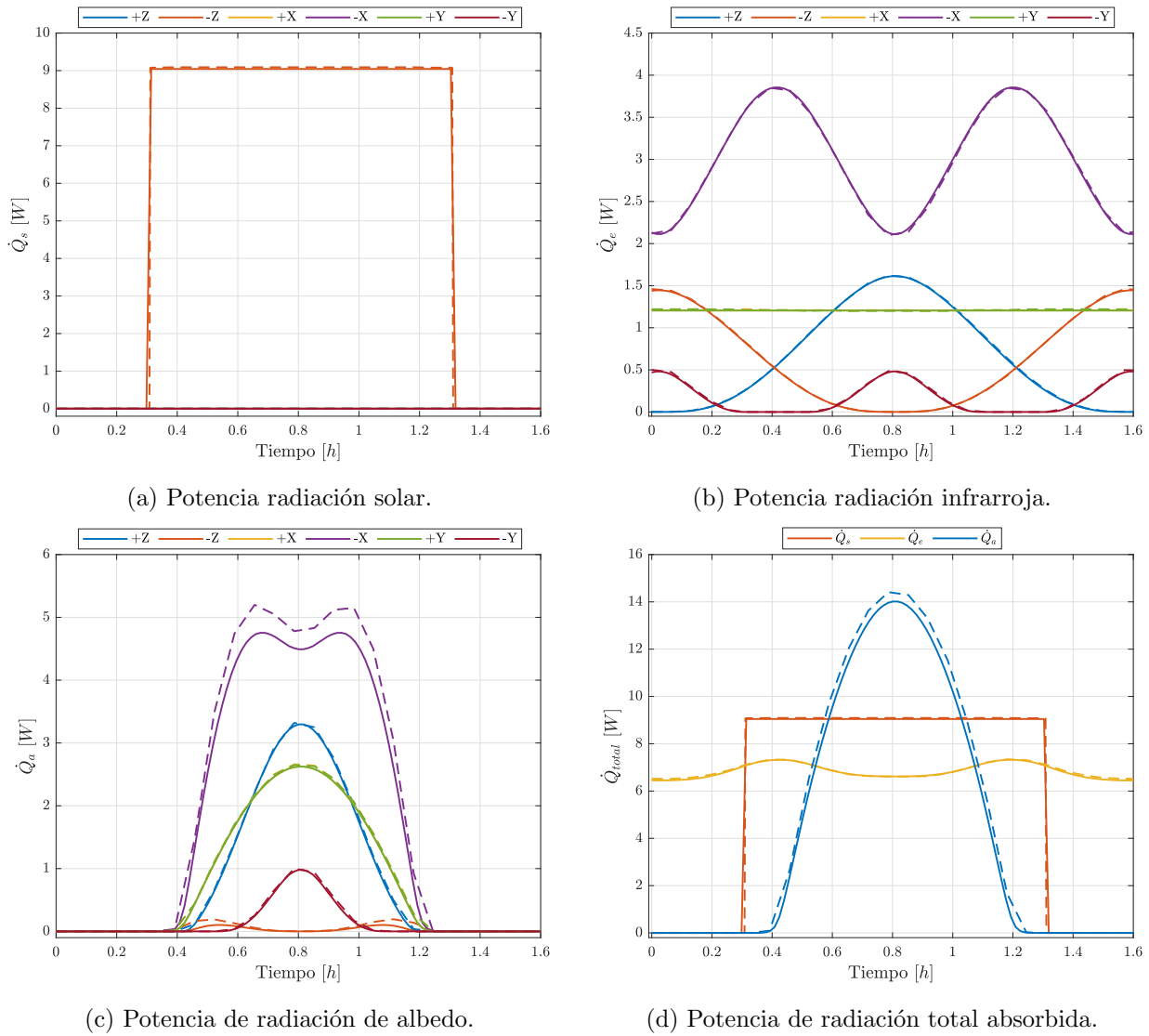


Figura 4-8: Curvas de potencia de radiación externa. Líneas sólidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles no desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

Para este modo en particular, el LEOPAR debe desempeñar una actitud en órbita tal que el flujo de radiación solar incidente sobre las celdas solares sea máximo. Para ello el eje -Z debe estar orientado en dirección del vector solar en todo momento. Esto permite que el satélite posea una actitud constante relativa al sol y que la potencia de radiación solar se mantenga invariante durante el periodo de tiempo para el cual el satélite se encuentre transido en la fase de iluminación, tal como se puede corroborar en la figura 4-8a.

Pese a presentar el mayor grado de variabilidad respecto a los resultados de radiación solar y de albedo, las curvas de potencia de radiación terrestre (figura 4-8b) obtenidas muestran un buen nivel consistencia durante todo el periodo de órbita.

En cuanto a las curvas de radiación de albedo, todas las caras a excepción de +X, muestran un nivel de consistencia similar a los resultados de radiación infrarroja. El grado de desviación presente sobre +X, se atribuye a 2 posibles causas: (1) el algoritmo de cálculo de factores de visión que emplea cada método, (2) dependencia espacial en el factor de albedo terrestre que no ha sido cuantificada en el modelo en MATLAB. No obstante, el grado de afectación sobre

la potencia de radiación de albedo neta $\dot{Q}_a$ sigue siendo despreciable (figura 4-8c). De la figura 4-8d sigue siendo evidente el grado de versatilidad y consistencia del modelo construido en MATLAB, teniendo en mente el número de simplificaciones que han sido llevadas a cabo.

La figura 4-9 muestra los resultados, para la misma órbita y modo de operación de carga baterías, incluyendo el efecto de los paneles desplegables dentro del modelo:

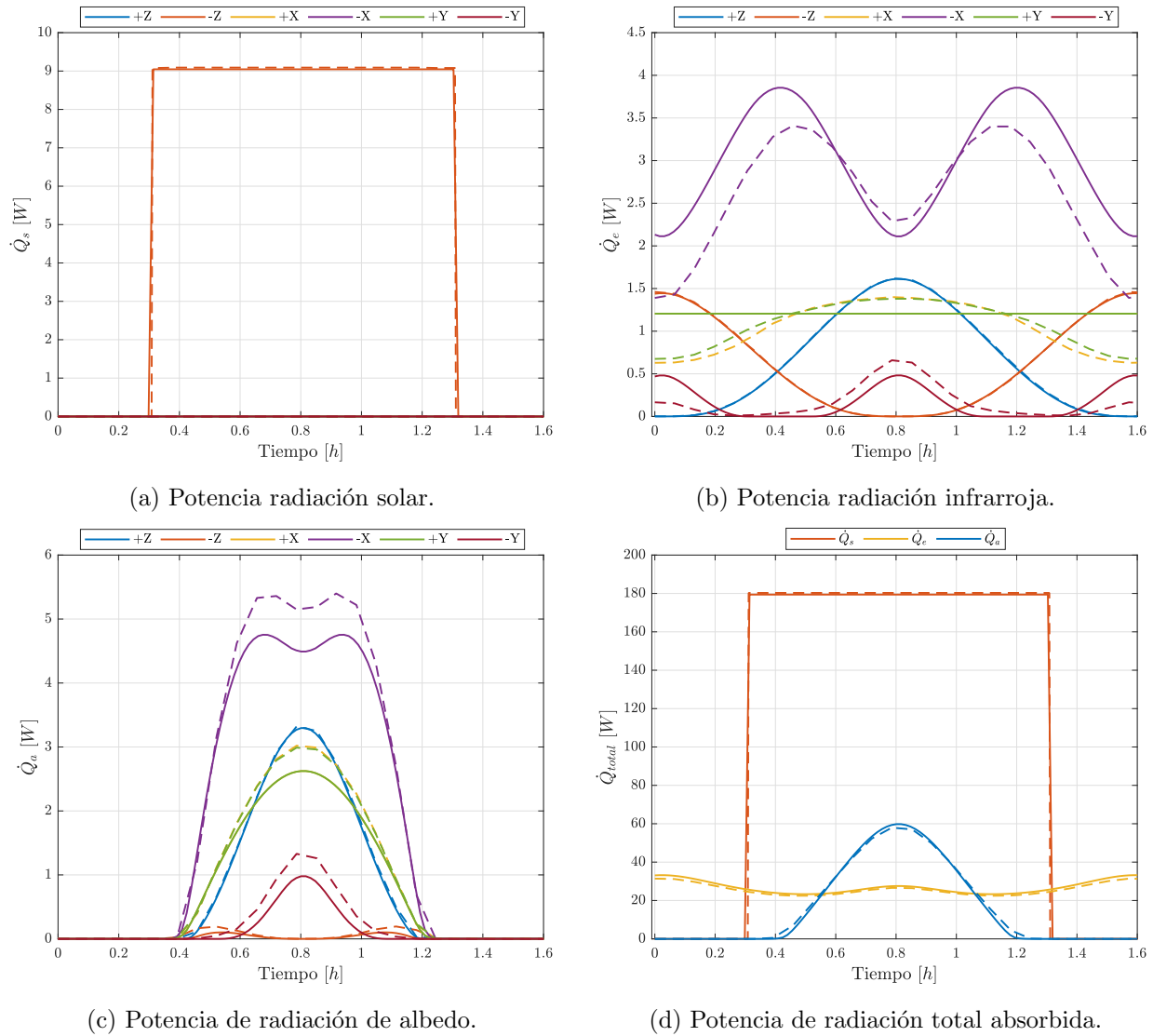


Figura 4-9: Curvas de potencia de radiación externa. Líneas sólidas: MATLAB, Líneas punteadas: SYSTEMA/THERMICA. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

De la figura 4-9a se puede apreciar que el nivel de concordancia entre los resultados de potencia de radiación solar sigue siendo similar al Modelo con paneles no desplegados. Por el contrario, las cargas de radiación de albedo e infrarroja terrestre (figuras 4-9b y 4-9c), manifiestan un mayor grado de disparidad. Aun cuando para este modo de actitud, a nivel cinemático, el satélite efectúa maniobras de orientación muchos más complejas, superponiendo simultáneamente los efectos de sombra y reflexión durante toda la órbita, y dificultando aún más su descripción desde un punto de vista cualitativo, el modelo sigue siendo válido en términos de lograr obtener una estimación acertada de la cantidad energía radiativa absorbida por el

satélite. Esto resulta evidente al examinar las curvas de potencia neta mostradas en la figura **4-9d**.

De forma similar al modo de adquisición, se determinó la cantidad de energía de radiación neta desde cada fuente (E_s , E_e y E_a). La tabla **4-3** muestra los resultados obtenidos, así como las desviación porcentual entre ambas metodologías:

Metodo	E_s [Wh]	E_e [Wh]	E_a [Wh]
MATLAB	360,6	83,22	52,00
SYSTEMA/THERMICA	361,8	80,28	52,79
Error %	0,332 %	3,662 %	1,496 %

Tabla 4-3: Energía de radiación total absorbida por orbita. Modo de operación: Carga de Baterías. Modelo con paneles desplegados. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla **3-3**).

Finalmente, y desde una perspectiva del satélite como un volumen de control, el orden de magnitud de los errores obtenidos en las tablas **4-2** y **4-3** demuestran que algoritmo desarrollado en este trabajo permite realizar cálculos de radiación en misiones espaciales con un grado de exactitud y precisión adecuados para los objetivos de este documento.

Capítulo 5

Modelo térmico monoparámetro

Habiendo determinado las cargas de radiación orbitales incidentes sobre cada una de las superficies del LEOPAR, el paso a seguir es la obtención de una primera estimación del perfil de temperaturas que alcanzará la misión durante operación. El balance de energía que adopta este esquema (ecuación 5-1) considera todo el satélite como un sistema concentrado e isotérmico (representado por un solo nodo) con una masa y capacidad calorífica efectiva. El subíndice i denota la i -ésima cara del satélite nombrada en la figura 4-1. El modelo puede ser reducido a partir de la expresión 2-24, despreciando el término de generación interna:

$$mc_p \frac{dT}{dt} = \dot{Q}_s + \dot{Q}_e + \dot{Q}_a + \sigma GR_{DS}(T_{DS}^4 - T^4) \quad (5-1)$$

Donde T_{DS} es la temperatura del espacio profundo con un valor aproximado de $3 K$, m es la masa del satélite, c_p es la capacidad calorífica efectiva del sistema y T es la temperatura. Las cantidades $\dot{Q}_s$, $\dot{Q}_e$ y $\dot{Q}_a$ representan la potencia neta absorbida por radiación solar, infrarroja terrestre y de albedo. El factor de intercambio por radiación con el espacio profundo es definido como:

$$GR_{DS} = \sum_{k=1}^{22} A_k \varepsilon_k \quad (5-2)$$

Existe una variedad de esquemas de solución que podrían ser implementados para obtener una solución aproximada de la ecuación 5-1. A pesar de ello, y para efectos de esta primera aproximación, resulta suficiente emplear dos de las metodologías más sencillas.

5.1. Temperatura de sumidero vs Temperatura de estado cíclico

5.1.1. Temperatura de sumidero

Si se desprecia el término del lado izquierdo de la ecuación 5-1, entonces el problema podría ser denominado de estado estacionario. No obstante, cabe señalar que: (1) aunque se anule la parte temporal de la ecuación, las cargas radiativas $\dot{Q}_s$, $\dot{Q}_e$ y $\dot{Q}_a$ varían en el tiempo, (2) el hecho de despreciar este término, no significa necesariamente que $\frac{dT}{dt} \approx 0$. Una interpretación física más acertada de este esquema sería considerar al satélite como un sistema sin masa o de capacitancia nula, con $mc_p \rightarrow 0$ (nodo aritmético). La temperatura obtenida bajo esta suposición es denominada como *temperatura de sumidero*. Este valor de temperatura corresponde a un valor de T , tal que el flujo de radiación emitida es igual a los flujos de radiación externa absorbidos. Bajo esta suposición, la expresión 5-1 puede ser reescrita como:

$$T(t) = \left[\frac{1}{\sigma G R_{DS}} \left(\dot{Q}_s(t) + \dot{Q}_e(t) + \dot{Q}_a(t) \right) + T_{DS}^4 \right]^{1/4} \quad (5-3)$$

Las tablas **5-1** y **5-2** muestran los valores máximos, mínimos y medios de temperatura obtenidos, considerando los parámetros orbitales definidos en la tabla **3-3** bajo los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*, respectivamente.

Caso	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]	T_{med} [°C]
1	72.379	-66.010	-5.3241
2	67.215	-77.574	-7.9278
3	55.149	-115.15	-15.600

Tabla 5-1: Valores máximos y mínimos de temperatura de sumidero. Modo de operación: *Adquisición*.

Caso	T_{max} [°C]	T_{min} [°C]	T_{med} [°C]
1	70.954	-69.158	7.5027
2	65.497	-84.014	6.0598
3	53.455	-119.35	2.3755

Tabla 5-2: Valores máximos y mínimos de temperatura de sumidero. Modo de operación: *Carga de Baterías*.

5.1.2. Temperatura de estado cíclico

Si el término temporal de la ecuación 5-1 es conservado dentro de la formulación, entonces el problema es caracterizado como de *estado cíclico transitorio*. Esta metodología asume que las condiciones al final de cada órbita son idénticas a las condiciones de inicio de dicha órbita. Debido a esto, los resultados expuestos en este documento son reportados en su mayoría para una única órbita. [Kellens, 2018] emplea un algoritmo que permite forzar la condición de estado cíclico de la ecuación 5-1. Para ello, 2 criterios deben ser satisfechos:

- La temperatura al inicio y al final de la órbita deben ser iguales:

$$|T(t + \tau_{orb}) - T(t)| < tol_1 \quad (5-4)$$

- La tasa de cambio de la temperatura al inicio y al final de la órbita deben ser iguales:

$$\left| \frac{dT}{dt} \Big|_{t+\tau_{orb}} - \frac{dT}{dt} \Big|_t \right| < tol_1 \quad (5-5)$$

Si al finalizar la órbita, estas dos condiciones no han sido satisfechas, el valor inicial de temperatura para la órbita siguiente se establece igual al último valor de la órbita anterior. El algoritmo itera hasta lograr convergencia. La figura **5-1** muestra el diagrama de flujo correspondiente a este proceso:

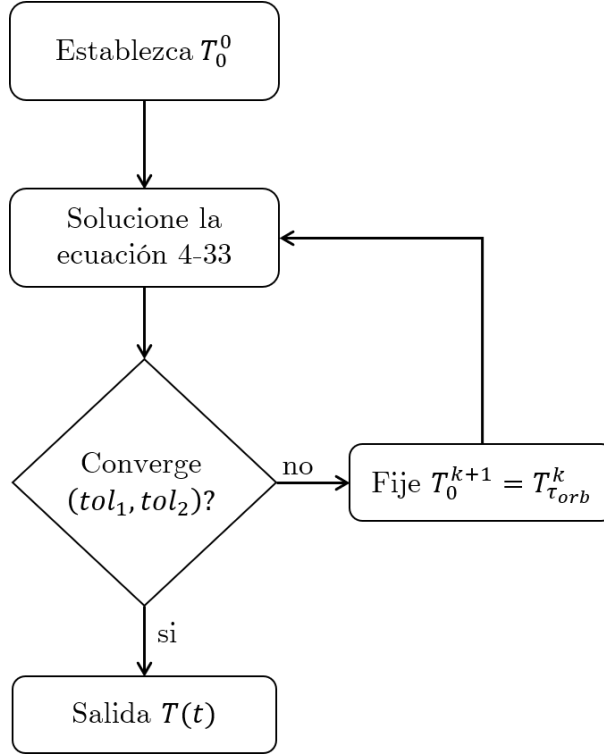


Figura 5-1: Proceso de convergencia para condición de estado cíclico. Tomada y modificada de [Kellens, 2018].

Dado el carácter no lineal de la expresión 5-1 y el bajo costo computacional requerido, se decidió emplear el método de diferencias finitas en un enfoque explícito, discretizando la variable temporal $t = p\Delta t$ con $\Delta t = 0,94 \text{ s}$:

$$mc_p \left(\frac{T^{p+1} - T^p}{\Delta t} \right) = \dot{Q}_s^p + \dot{Q}_e^p + \dot{Q}_a^p + \sigma GR_{DS} [T_{DS}^4 - (T^p)^4] \quad (5-6)$$

Usando como condición inicial $T_0 = 25^\circ C$ y resolviendo para T^{p+1} con $p = 1, 2, 3, \dots$

$$T^{p+1} = \frac{\Delta t}{mc_p} \left[\dot{Q}_s^p + \dot{Q}_e^p + \dot{Q}_a^p + \sigma GR_{DS} (T_{DS}^4 - (T^p)^4) \right] + T^p \quad (5-7)$$

A diferencia de la ecuación 5-3, este esquema requiere de información relacionada a la propiedades termomecánicas del LEOPAR. La masa de cada subsistema fue estimada a partir de los datos disponibles en la hoja técnica del LEOPAR [Pumpkin, 2013], y de la información recabada en la sección 3.1. El calor específico c_p fue determinado ponderando la masa de cada componente individual. Sea la fracción de masa del componente j -ésimo del satélite:

$$x_j = \frac{m_j}{\sum_j m_j} \quad (5-8)$$

Entonces, el calor específico de mezcla es:

$$c_p = \sum_{j=1}^k x_j c_{p,j} \quad (5-9)$$

Los valores empleados en los cálculos son tabulados a continuación:

Parte	m_j [g]	x_j [%]	$c_{p,j}$ [kJ/kg · K]
Chasis	317	9,65	961,20
ADCS	672	20,46	627,40
ADCS Adapter	35	1,07	961,20
High-Rise	84	2,56	1227,2
SIM	22	0,67	1544,0
COMM	94	2,86	1544,0
EPS	194	5,91	1544,0
Baterías	258	7,85	1477,5
OBC	112	3,41	1544,0
Paneles solares	760	23,1	930,03
LACP	37	1,13	961,20
Hardware	42	1,28	961,20
Cámara	658	20,0	1111,1
Total	3285	100	1038,0

Tabla 5-3: Propiedades para el Cálculo del calor específico de mezcla del LEOPAR. Tomada y modificada de [Pumpkin, 2013]

Como resultado final, se obtuvo una masa total de $m = 3285g$ y un calor específico de mezcla $c_p = 1038,0 \text{ kJ/kg} \cdot K$. Dado el grado de incertidumbre existente sobre la estimación de este parámetro, los cálculos efectuados consideran una variación de $c_p \pm 20\%$. Previo a la solución de la ecuación 5-7, se realizó un análisis de convergencia para la temperatura máxima del satélite con el objetivo de determinar un conjunto de valores de tolerancia tol_1 y tol_2 adecuados. Los resultados obtenidos se muestran en la figura 5-2.

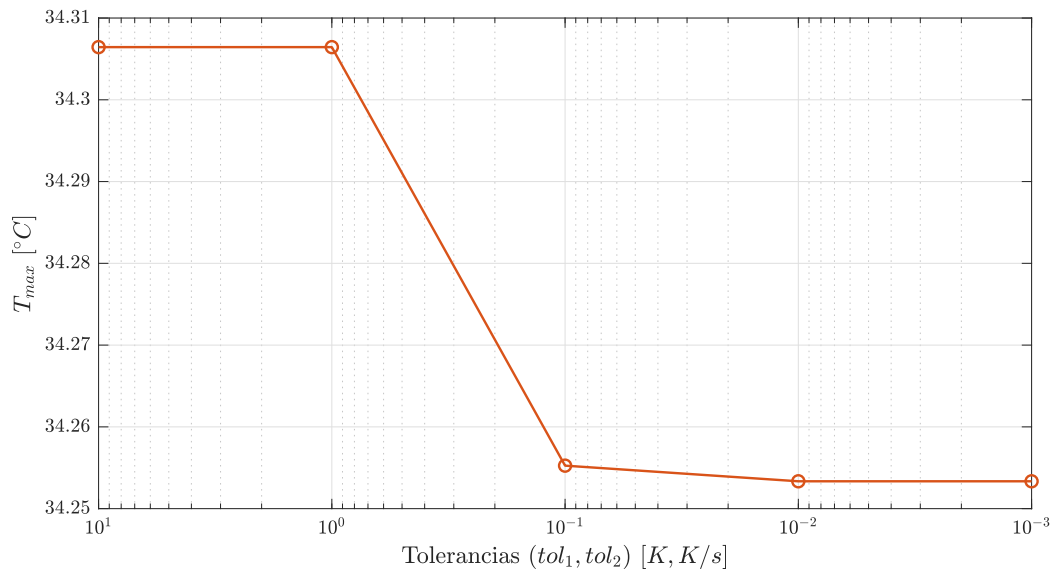


Figura 5-2: Curva de convergencia de temperatura - Modelo estado cíclico transitorio.

La curva presenta un comportamiento asintótico más acentuado después de 10^{-1} . Con base en esto se seleccionó el valor de $tol_1 = tol_2 = 10^{-2}$ para efectuar todos los cálculos posteriores.

En este punto, la determinación del perfil de temperaturas se realiza únicamente para fines de desarrollar un análisis de sensibilidad respecto a la capacidad calorífica efectiva del sistema y

la altura de órbita de la misión. Un estudio de consistencia más detallado puede encontrarse en la sección 6.7. La figura 5-3a muestra la evolución del perfil de temperaturas del satélite para diferentes valores de c_p :

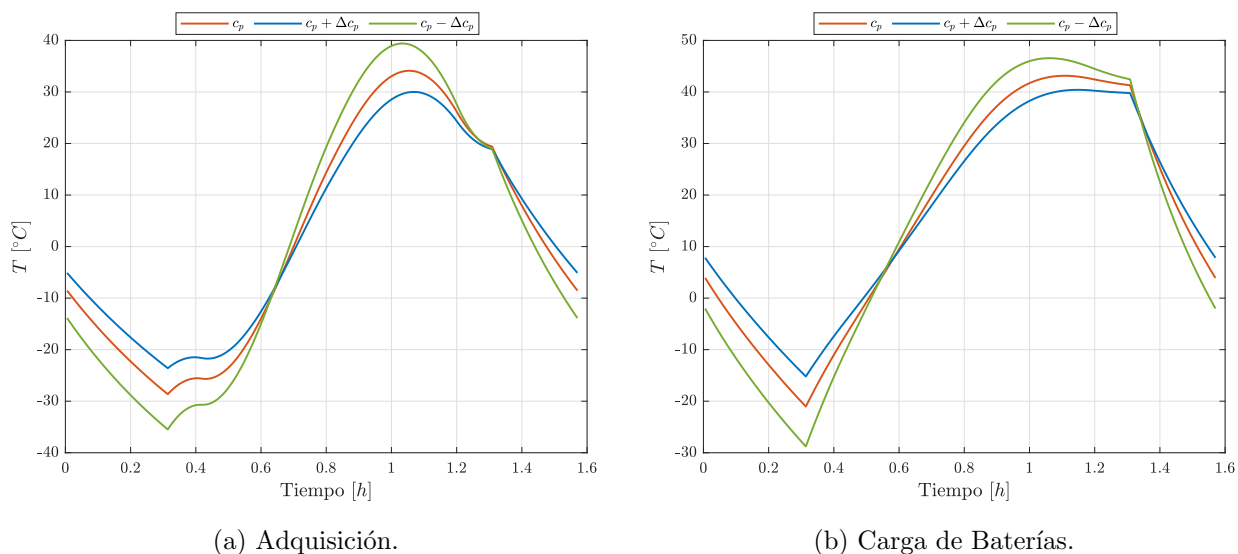


Figura 5-3: Perfil de temperaturas de estado cíclico y análisis de sensibilidad del calor específico. Órbita: Caso 2 - 6859,054 km SSO - 136,7955° RAAN (tabla 3-3).

Para una variación total de la capacidad calorífica igual a $\Delta c_p = 207,6 J/kg \cdot K$ en ambas direcciones, los valores pico de temperaturas alcanzados por la misión presentan variaciones de hasta $7,75^\circ C$. Teniendo en cuenta el intervalo de operación térmica de la órbita completa, fluctuaciones de este orden de magnitud atribuyen al modelo un bajo nivel de sensibilidad respecto a valor de c_p . Los resultados también permiten apreciar el efecto de la componente de inercia en la ecuación 5-7, dado que conforme c_p aumenta, la “amplitud” de la curva de temperatura decrece. De hecho, para un caso particular en donde $c_p \rightarrow 0$, los valores de temperatura máximos y mínimos de estado cíclico tenderán hacia la solución de temperatura de sumidero.

Una comparativa entre los resultados obtenidos en la tabla 5-1 y la figura 5-3a, muestra que el esquema de temperatura de sumidero penaliza en ambas direcciones los valores máximos y mínimos de temperatura de trabajo. Aunque esto puede resultar restrictivo para efectos del diseño termomecánico de la misión, también constituye un método sencillo que permite estimar un margen de operación térmico con características mucho más conservativas.

Adicional al análisis de sensibilidad de las propiedades térmicas, se calcularon los perfiles de temperatura que adoptaría el satélite bajo las trayectorias de órbita propuestas en la tabla 3-3. Las figuras 5-4b y 5-4a muestran los resultados obtenidos:

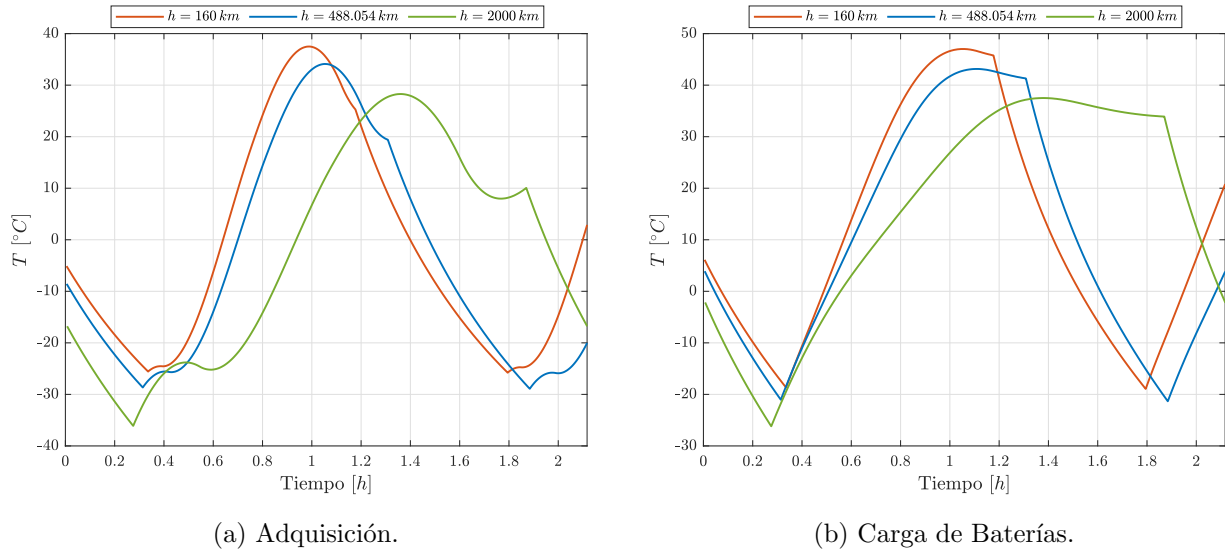


Figura 5-4: Perfil de temperaturas de estado cíclico y análisis de sensibilidad de altura de órbita. Órbita: Casos 1, 2 y 3 (tabla 3-3).

Al disminuir la distancia relativa del satélite respecto a la superficie terrestre, los factores de visión por radiación terrestre y albedo aumentan de forma proporcional al inverso del cuadrado de h , generando una mayor carga de radiación bajo estas condiciones. Sin embargo, estos cambios resultan irrelevantes respecto a la carga de radiación solar incidente debido a la escala astronómica a la cual se encuentra el sol. Los perfiles de temperatura calculados permiten evidenciar este fenómeno. Con cada disminución sobre la altura de órbita se obtiene un incremento en el valor máximo orbital de temperatura, alcanzando fluctuaciones de tan solo $5,83^{\circ}C$ respecto a la altura de referencia a $488,054\text{ km}$. Las soluciones también muestran como el incremento en la altura conlleva a un mayor periodo orbital. Esta relación fue descrita en secciones anteriores (ecuación 3-5).

Aunque las fluctuaciones por cambios en la capacidad calorífica del sistema y la altura orbital permiten dimensionar el grado de sensibilidad existente sobre el estado térmico del satélite, es necesario desarrollar un análisis de casos extremos, sobre un modelo térmico más elaborado, tal que se garantice el correcto funcionamiento del satélite bajo cualquier combinación de condiciones de trabajo.

Capítulo 6

Modelo térmico multiparámetro

El análisis desarrollado en el capítulo anterior permitió realizar un estudio de sensibilidad respecto a la altura de órbita y la capacidad calorífica efectiva del sistema. Sin embargo, debido a la baja resolución en el número de nodos en la red, resulta imposible la determinación del perfil de temperaturas individual de cada subsistema.

En el presente capítulo se construye un modelo multiparámetro de mayor complejidad, que permite capturar en mejor medida la geometría y distribución térmica del satélite. La solución de este método requirió de la determinación de las matrices de conexión por radiación GR_{ij} y conducción GL_{ij} entre nodos. Los resultados fueron confrontados respecto a la aproximación de un solo parámetro con el objetivo de determinar el grado de consistencia entre ambas metodologías.

6.1. Rediseño de órbita

Conforme el proyecto ha ido alcanzando un mayor grado de madurez, diferentes equipos han avanzado dentro de los objetivos establecidos inicialmente para la misión. Entre ellos, el diseño y definición de una órbita cuyas propiedades le permitieran al satélite optimizar su vida útil en vuelo, aumentar la cantidad de accesos para comunicación con estación terrena y mejorar la velocidad de cobertura del territorio colombiano. La tabla **6-1** muestra el conjunto de elementos orbitales reportados por el equipo de diseño de órbita en su última actualización [Ramiro Carvajal Taborda, 2022]:

a [km]	e	i [°]	Ω [°]	ω [°]	ν [°]
6921	0.00	97.58	103	0	176

Tabla 6-1: Elementos Keplerianos seleccionados para el LEOPAR. Época: 1 enero 2021 17:00:00 UTC.

Al igual que la órbita del FACSAT-1, esta órbita posee un carácter SSO, con variaciones en la altitud a y la ascensión recta del nodo ascendente Ω . En adelante, todos los resultados serán calculados con base en esta nueva trayectoria.

6.2. Definición de casos límite de ingeniería

La piedra angular en el análisis térmico de misiones satélites, puede resumirse en la capacidad de obtener un punto de diseño que le permita a la misión operar dentro de los límites

seguros de trabajo durante todo el ciclo de vida de la misión. No obstante, en este sentido resulta evidente que tanto el cálculo de cargas de radiación externas como la determinación de las temperaturas de trabajo de cada subsistema, dependen de una considerable cantidad de parámetros (condiciones en el espacio, órbita, propiedades termo-ópticas, potencia disipada, etc). Puesto que analizar cada posible combinación conforma una tarea altamente dispendiosa, el método de análisis térmico que adopta este trabajo se basa en la definición de dos casos límite. Esta metodología consiste en evaluar únicamente un conjunto de condiciones de trabajo (máxima y mínima carga térmica) que representen las circunstancias más extremas a las cuales podría someterse el LEOPAR. Si las temperaturas obtenidas en estos escenarios satisfacen los requerimientos térmicos de misión, entonces también lo harán para cualquier caso intermedio.

El caso de máxima carga térmica corresponde al estado en el cual todos los parámetros relativos a las condiciones radiación en el espacio e internas al satélite, son seleccionados tal que el satélite alcance la máxima temperatura posible. El caso de mínima carga térmica conforma el punto de trabajo opuesto, en donde la selección de parámetros contribuye en la obtención de la temperatura más baja posible.

6.2.1. Peor caso caliente (WHC)

Para este escenario se asumió el valor de la constante solar correspondiente al perihelio terrestre: $1412,5 \text{ W/m}^2$ [ASTM et al., 2000]. Por otra parte, los valores seleccionados para el factor de albedo [Fortescue et al., 2011, p. 360] y la temperatura efectiva terrestre [Anderson et al., 2001] fueron 0,39 y 300 K , respectivamente.

Referente a la energía eléctrica disipada debido a la operación de los subsistemas, esta metodología asume una tasa de disipación máxima. Es decir, toda la energía eléctrica entrante es transformada en su totalidad a energía térmica. Queda claro que este enfoque representa tan solo una idealización, debido a que en la practica la mayor parte de la energía es consumida para llevar a cabo cada uno de los modos de operación. Las figuras 6-1a y 6-1b muestran la distribución temporal de potencia $\dot{P}_i(t)$, para cada uno de los módulos durante un periodo de órbita:

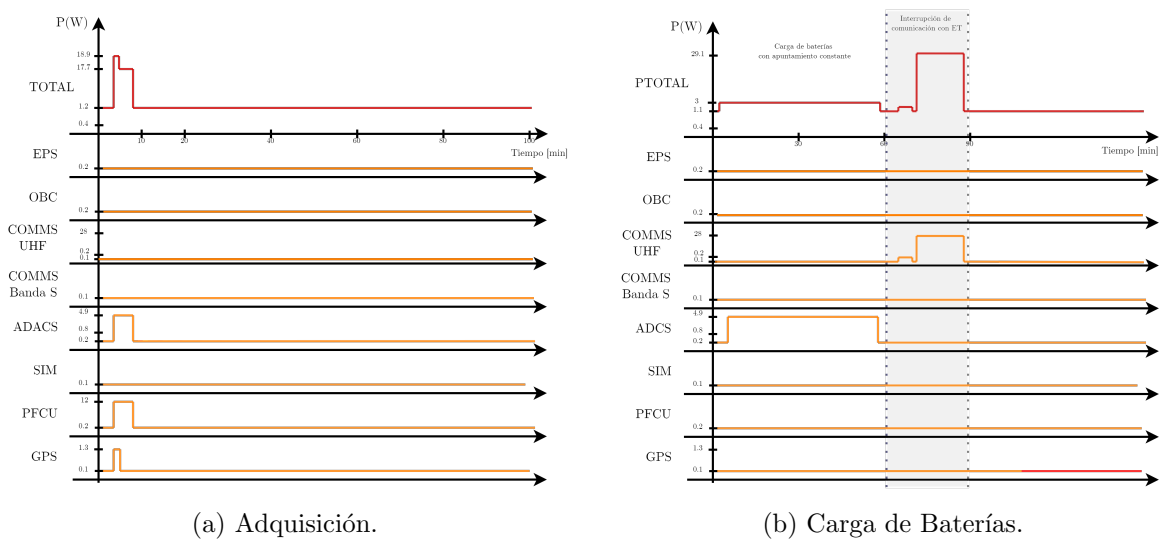


Figura 6-1: Curvas de presupuesto de potencia. Tomadas y modificadas de [USA, 2022].

Puede observarse que no todos los subsistemas presentan un consumo de potencia nominal al mismo tiempo. Para efectos de lograr el estado térmico más crítico posible, el esquema

considerado para la disipación de energía eléctrica asume una tasa de disipación instantánea que varía proporcionalmente con la potencia recolectada por las celdas solares $\dot{P}_a(t)$: Sea EF_i la fracción de energía neta consumida por un subsistema i -ésimo en un periodo de órbita τ_{orb} :

$$EF_i = \frac{\int_0^{\tau_{orb}} \dot{P}_i(t) dt}{\int_0^{\tau_{orb}} \dot{P}_a(t) dt} \quad (6-1)$$

Entonces la función de disipación instantánea del subsistema i -ésimo es definida como:

$$\dot{P}'_i(t) = EF_i \dot{P}_a(t) \quad (6-2)$$

A partir de las ecuación 6-2 y 6-1 se desprende que las áreas bajo las curvas $\dot{P}'_i(t)$ y $\dot{P}_i(t)$, son equivalentes:

$$\int_0^{\tau_{orb}} \dot{P}'_i(t) dt = \int_0^{\tau_{orb}} \dot{P}_i(t) dt \quad (6-3)$$

Con este esquema se logra disipar la misma cantidad de energía requerida por cada subsistema, tal que todas las curvas $\dot{P}'_i(t)$ se encuentren en fase y con la misma distribución funcional. Aunque podría pensarse en algún mecanismo que permita una tasa de disipación constante por órbita, el esquema de disipación instantánea arroja resultados más conservativos [Kellens, 2018, p. 35].

La fracción de energía restante $1 - \sum EF_i$ es dispersada equitativamente sobre las caras con celdas solares. La tabla 6-2 muestra los valores de energía neta consumida por cada subsistema, así como la fracción de energía EF_i , para los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*:

Subsistema	Adquisición - Ciencia (EF_i %)	Carga de Baterías - Seguro (EF_i %)
PFCU	1257,2 (4,59 %)	317,49 (0,58 %)
COMM-S	158,74 (0,58 %)	158,74 (0,29 %)
OBC	317,49 (1,16 %)	317,49 (0,58 %)
Baterías	158,74 (0,58 %)	158,74 (0,29 %)
EPS	317,49 (1,16 %)	317,49 (0,58 %)
COMMS-UHF	158,74 (0,58 %)	8758,0 (16,1 %)
SIM	158,74 (0,58 %)	158,74 (0,29 %)
ADCS	691,79 (2,53 %)	4459,7 (8,21 %)
GPS	196,97 (0,72 %)	158,74 (0,29 %)
Celdas solares	23978 (87,5 %)	39499 (72,7 %)
Total	27394 (100 %)	54304 (100 %)

Tabla 6-2: Energía total disipada por órbita en [mWh] sobre cada subsistema.

6.2.2. Peor caso frío (WCC)

En este caso se consideró el valor mínimo reportado en la literatura para la constante solar (afelio terrestre): $1321,7 W/m^2$ [ASTM et al., 2000]. De forma análoga, los valores seleccionados para el factor de albedo [Fortescue et al., 2011, p. 360] y la temperatura efectiva terrestre [Anderson et al., 2001] fueron 0,3 y 250 K, respectivamente.

Adicionalmente, se asumió que la disipación de energía en los subsistemas y que toda la energía recolectada por las celdas solares es consumida. Una vez más, esto solo representa una situación idealizada en donde todas las operaciones son llevadas a cabo sin incurrir en pérdidas

energéticas (segunda ley de la termodinámica). La tabla 6-3 reúne el conjunto de parámetros seleccionados para cada caso:

Parámetro	WHC	WCC
Constante solar W/m^2	1412.5	1321.7
Factor de albedo ()	0.39	0.3
Temperatura efectiva terrestre (K)	300	250

Tabla 6-3: Parámetros seleccionados para los casos WHC y WCC.

6.3. Modelo geométrico-Matemático (GMM)

Posterior a la definición de las condiciones críticas de operación, el paso a seguir es la generación del dominio computacional del satélite. Con el objetivo de reducir el grado de complejidad en el cálculo de la matriz de factores de visión, se construyó un modelo simplificado que integra cada subsistema como un sólido paralelepípedo. La figura 6-2 muestra el modelo geométrico generado y la numeración empleada sobre algunos de los subsistemas y superficies del LEOPAR.

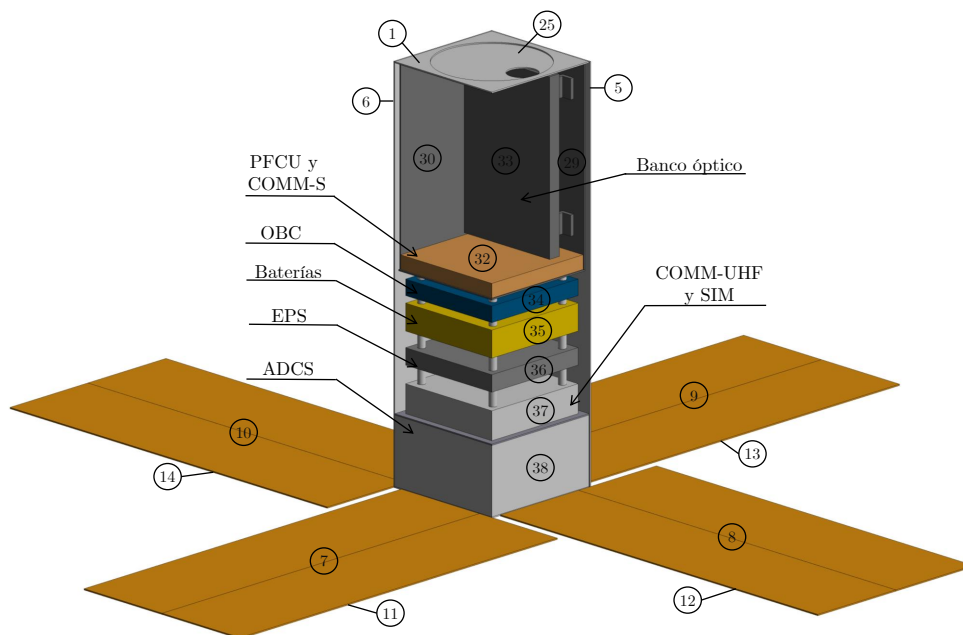


Figura 6-2: Modelo geométrico-matemático para el análisis térmico multiparámetro.

En relación al sistema PLD, se consideró únicamente la geometría del banco óptico dentro del modelo de radiación. La masa y calor específico de los espejos fue concentrada, junto al banco óptico, en el mismo nodo (nodo 33). Este proceso fue llevado a cabo de forma análoga para los módulos PFCU y COMM-S en el nodo 32, y los módulos COMM-UHF y SIM en el nodo 37.

A simple vista, la geometría expuesta en la figura 6-2 podría parecer una aproximación burda de la distribución geométrica real del LEOPAR. No obstante, estudios similares llevados a cabo en CubeSats ([Garzon, 2012], [Jacques, 2009], [Marraffa, 2019], [Kellens, 2018]) desarrollan modelos que involucran el mismo grado de simplificaciones. La tabla 6-4 describe el subsistema/superficie/frontera que representa cada uno de los nodos en la red:

Subsistema/superficie/frontera	# Nodo
LACP- superficie externa	1
High-Rise Module + GPS patch	2
Paredes laterales externas del LEOPAR - (paneles fijos)	3 - 6
Paneles solares - superficies sin celdas solares	7 - 10
Paneles solares - superficies con celdas solares	11 - 14
Paredes laterales internas del LEOPAR (paredes del chasis)	15 - 18
LACP - superficie interna	19
High-Rise Module - superficie interna	20
Paredes laterales externas del PLD	21 - 24
Pared superior e inferior externa del PLD	25 - 26
Paredes laterales internas del PLD	27 - 30
Pared superior interna del PLD	31
COMM-S + PFCU	32
Banco óptico	33
OBC	34
Baterías	35
EPS	36
COMM-UHF + SIM	37
ADCS	38
Espacio profundo	39

Tabla 6-4: Descripción de la red nodal por subsistema/superficie/frontera.

Los factores de visión entre cada subsistema/superficie/frontera en el dominio fueron calculados empleando las ecuaciones para placas en planos paralelos y perpendiculares en posiciones arbitrarias (apéndices B.2 y B.3). La influencia de los espaciadores y cables no fue tomada en consideración dentro de los cálculos. Para aquellos elementos que poseen superficies subdivididas, los factores de visión fueron determinados con base en la expresión 2-15. La matriz de factores de visión F_{ij} obtenida satisface las condiciones de simetría y de suma definidas en la sección 2.5.2.

6.4. Modelo térmico-Matemático (TMM)

6.4.1. Red de radiación

Conforme se ha progresado en cada una de las etapas de definición y revisión de requerimientos de misión, se ha obtenido mayor información respecto a la configuración espacial y materiales de la carga útil. Por ello, resulta necesario refinar el conjunto de propiedades ópticas establecidas de forma preliminar en la sección 4.4.

Debido al alto grado de anisotropía existente sobre aquellas superficies del LEOPAR que contienen celdas solares, se deben determinar valores de emisividad y absorptividad promedio para cada una de estas caras. La absorptividad efectiva de las celdas solares puede definirse como la diferencia entre la fracción de radiación solar absorptividad (absorptividad nominal de celda α_c) y la fracción de energía que es convertida a trabajo eléctrico (eficiencia de celda η):

$$\alpha_{eff} = \alpha_c - \eta \quad (6-4)$$

Por otra parte, si la absorptividad y emisividad de las zonas sin celdas solares son α_k y ε_k , y solo una fracción f_i de la cara i se encuentra cubierta por celdas solares, entonces el valor de absorptividad α_i y emisividad ε_i media de la cara i puede ser determinado como:

$$\alpha_i = f_i \alpha_{eff} + (1 - f_i) \alpha_k \quad (6-5)$$

$$\varepsilon_i = f_i \varepsilon_c + (1 - f_i) \varepsilon_k \quad (6-6)$$

Donde ε_c es la emisividad nominal de celda. Este procedimiento fue desarrollado de forma similar para las superficies cuya composición consta de paneles con recubrimiento de Kapton y aluminio. Las propiedades finales obtenidas son listadas en la tabla **6-5**:

# Nodo	Material	α_s []	ε_{IR} []	Referencia
1	Aluminio 6061-T6	0.90	0.86	[Kauder, 2005]
2	PLA	0.70	0.86	[Morgan et al., 2017]
3-6	Kapton + Aluminio	0.70	0.65	[Gilmore, 2003]
7-10	Kapton	0.66	0.61	[Gilmore, 2003]
11-14	Kapton + Celdas solares	0.60	0.78	[Spectrolab, 2018]
15-20	Aluminio 6061-T6	0.90	0.86	[Kauder, 2005]
21-31	Carbon black paint NS-7	0.96	0.88	[Kauder, 2005]
32	PCB	0.65	0.86	[Finckenor and Coker, 2014]
33	Carbon black paint NS-7	0.96	0.88	[Kauder, 2005]
34-37	PCB	0.96	0.86	[Finckenor and Coker, 2014]
38	Aluminio 6061-T6	0.90	0.86	[Kauder, 2005]
39	Espacio profundo	1	1	-

Tabla 6-5: Propiedades ópticas - modelo multinodal

Aunque cada uno de los elementos del dominio posee un valor de absorptividad solar definida, solo para aquellos casos en donde la superficie recibe radiación solar directa o de albedo, este valor resulta relevante en los cálculos. El espacio profundo fue supuesto como un nodo de frontera cuyas propiedades espectrales son equivalentes a las de un cuerpo negro. Habiendo definido óptica y geoméricamente el dominio de simulación del satélite, la matriz de factores de Gebhart puede ser determinada mediante la ecuación matricial:

$$\mathbf{\Gamma} = (\mathbf{I} - \mathbf{F}\boldsymbol{\rho})^{-1}\mathbf{F}\boldsymbol{\varepsilon} \quad (6-7)$$

Donde $\boldsymbol{\rho}$ y $\boldsymbol{\varepsilon}$ son las matrices diagonales de absorptividad y emisividad respectivamente. Finalmente, el factor de intercambio se determinó como:

$$GR_{ij} = \varepsilon_i A_i \Gamma_{ij} = \varepsilon_j A_j \Gamma_{ji} \quad (6-8)$$

Se verificó numéricamente que la matriz de factores de Gebhart Γ_{ij} obtenida, satisface las propiedades de simetría y de suma definidas en la sección **2.5.2**.

6.4.2. Red de conducción

Celdas solares - Paneles desplegables

Dado que el subsistema de paneles desplegables y laterales debe ser compatible con cualquier espesor de PCB, Pumpkin proporciona espesores estandarizados de $0,031in$ ($0,79mm$).

Los espesores de las capas internas fueron estimados a partir de la información disponible en arreglos de PCB similares [Kellens, 2018, p. 48] y [PCB Universe, 2021], tal que se conservara el requerimiento de $0,79mm$ para el espesor total (sin contar las celdas solares). La figura 6-3 muestra la red de conducción interna equivalente para el arreglo de paneles desplegables.

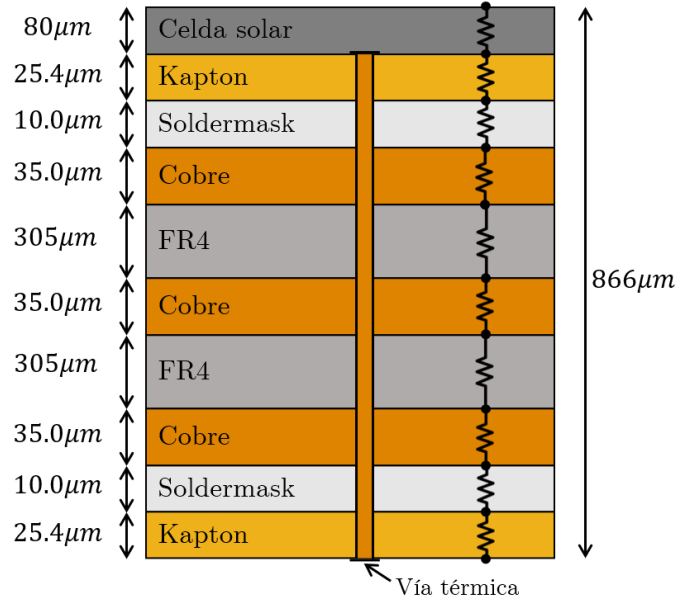


Figura 6-3: Composición interna de paneles desplegables.

Evaluar la conducción de calor desde las celdas solares hacia el interior de la PCB puede resultar en una tarea compleja debido a que el área seccional de las celdas no es idéntica al área de la PCB, sin embargo, dada la relación espesor - área superficial de todas las capas, la trayectoria del flujo de calor puede ser considerada perpendicular a sus interfaces. Dicho esto, la conductividad térmica de PCB fue estimada a partir de la teoría clásica para paredes conectadas en serie:

$$k_{PCB} = L_{PCB} \left(\frac{2L_{kapton}}{k_{kapton}} + \frac{2L_{soldermask}}{k_{soldermask}} + \frac{3L_{cu}}{k_{cu}} + \frac{2L_{FR4}}{k_{FR4}} \right)^{-1} \quad (6-9)$$

Ahora bien, el efecto de las perforaciones o conductos térmicos es un fenómeno que también debe ser tenido en consideración. En [Kafadarova and Andonova, 2009] se establece una relación simple que permite cuantificar este efecto. Sea $m = nA_{via}/A_{total}$ la densidad de vías sobre los paneles, donde n es el número de vías, A_{vias} es el área seccional de cada vía térmica y A_{total} es el área superficial neta. La conductividad efectiva de panel puede ser definida como:

$$k_{eff} = mk_{via} + (1 - m)k_{PCB} \quad (6-10)$$

Donde k_{via} es la conductividad térmica del material y k_{PCB} es la conductividad térmica de la región sin vías térmicas. Las propiedades del material asociado a la vía fueron consideradas idénticas a las láminas de cobre internas en el arreglo. Finalmente, el valor de k_{eff} fue corregido con el fin de introducir el efecto de las celdas solares:

$$k_{panel} = L_{panel} \left(\frac{L_{celda}}{k_{celda}} + \frac{L_{PCB}}{k_{eff}} \right)^{-1} \quad (6-11)$$

El conjunto de propiedades empleadas para el Cálculo de k_{panel} son listados a continuación (tabla 6-6):

Material	$k \left[\frac{W}{mK} \right]$	Referencias
Celdas solares	32.90	[Gilmore, 2003]
Kapton	0.200	[Gilmore, 2003]
Soldermask	0.200	[Cree, Inc., 2010]
Cobre C10200	391.2	[Gilmore, 2003]
FR4	0.282	[Dielectric Corporation, 2021][C.I.F, 2021]

Tabla 6-6: Propiedades conductivas para los paneles desplegados.

Finalmente, el valor de la conductancia lineal entre los nodos 7 – 11, 8 – 12, 9 – 13 y 10 – 14 fue determinado como:

$$GL_{7,11} = GL_{8,12} = GL_{9,13} = GL_{10,14} = \frac{k_{\text{panel}} A_{\text{panel}}}{L_{\text{panel}}} \quad (6-12)$$

Paneles laterales - Chasis interior

Para esta conexión se posee una configuración en serie de paneles (sin celdas solares) y las paredes del chasis. Adicionalmente, estos paneles no poseen recubrimiento de Kapton ni SolderMask en la interfase con el aluminio. La figura 6-4 muestra un esquema de la distribución de capas para este caso:

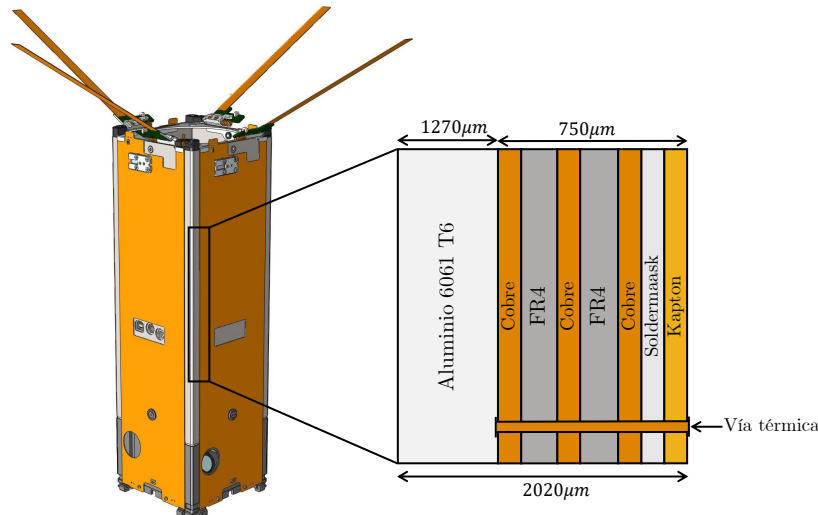


Figura 6-4: Composición interna de paneles laterales (sin celdas solares).

Considerando un espesor de pared para el chasis $L_{\text{chasis}} = 1,27mm$ y una conductividad térmica $k_{\text{chasis}} = 167,9 W/m \cdot K$ [Gilmore, 2003], la conductividad térmica efectiva para esta conexión fue determinada empleando la misma metodología de la sección anterior.

Espaciadores - Subsistemas internos

La figura 6-5 muestra la distribución de componentes interna del LEOPAR. Cada módulo se fija sobre varillas roscadas de acero inoxidable y se mantienen distanciados por separadores

de aluminio 6061-T6. Además de proveer un mayor grado de rigidez a la estructura interna del satélite, los separadores también garantizan que se conserven las conexiones eléctricas entre módulos adyacentes. Debido a la baja conductividad térmica del acero inoxidable en relación al aluminio ($k_{aluminio}/k_{acero} = 10,3$), y al limitado contacto existente entre las varillas y las placas de PCB, éstas fueron despreciadas dentro de los cálculos de conducción. Los separadores de aluminio poseen un diámetro interno y externo de $3,18\text{ mm}$ y 6 mm con una conductividad $k_{spacer} = 167,9\text{ W/m} \cdot K$.

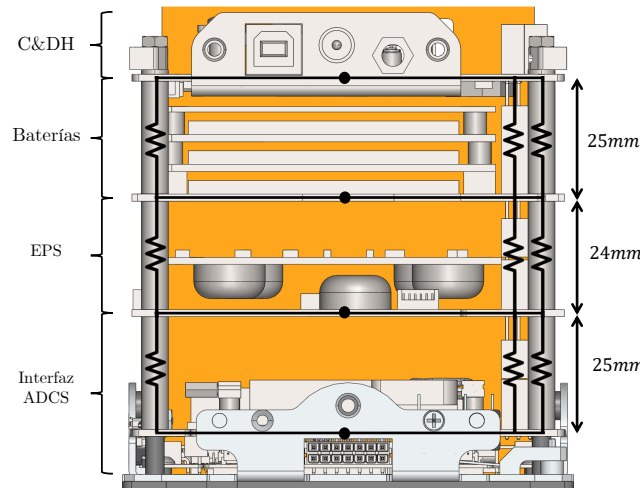


Figura 6-5: Red de conductancias entre módulos. Vista Bus Stack.

Por otra parte, las conexiones eléctricas entre módulos también proporcionan un medio de transmisión de calor que debe ser tenido a consideración. El LEOPAR posee una arquitectura de bus tipo PC/104. De acuerdo a la normativa [PC/104 Embedded Consortium, 2008], este tipo de sistemas incorpora 104 señales de contacto (104 pines de bronce fosforado) en las placas conectoras. El efecto de las carcasas de plástico fue despreciado debido a que estas no entran en contacto con la PCB superior del arreglo. Cada pin posee un área seccional cuadrada de $0,64\text{ mm}$ de lado y una conductividad térmica correspondiente al bronce fosforado de $k_{pin} = 62\text{ W/m} \cdot K$ [Secretariat, 2004]. Por ende, la conductancia lineal entre dos módulos contiguos puede expresarse como:

$$GL_{modulo_1, modulo_2} = 4 \frac{A_{spacer} k_{spacer}}{L} + 104 \frac{A_{pin} k_{pin}}{L} \quad (6-13)$$

El cálculo de cada conductancia independiente, muestra que ambos medios de conducción poseen el mismo orden de magnitud.

Chasis

Las conexiones conductivas entre las paredes del chasis fueron determinadas considerando una longitud efectiva entre los centroides de cada elemento y el área seccional de la lámina. La figura 6-6 muestra un caso particular de la red de conducción, para los nodos 15 y 16:

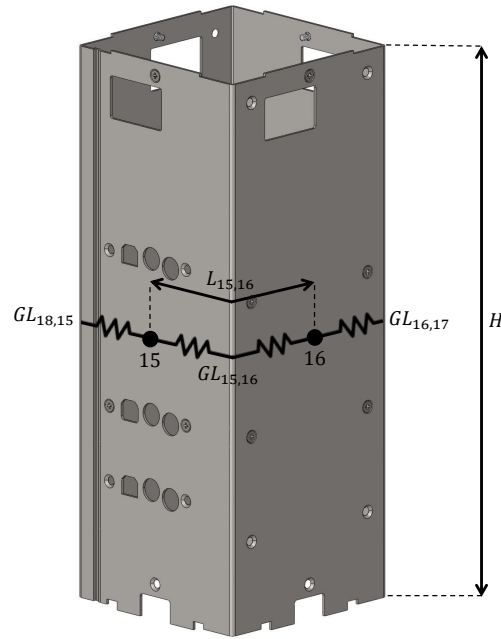


Figura 6-6: Red de conductancias del chasis.

Entonces, la conductancia $GL_{15,16}$ puede ser expresada como:

$$GL_{15,16} = \frac{k_{alum} t_{chasis} H}{L_{15,16}} \quad (6-14)$$

Donde t_{chasis} es el espesor de pared del chasis, H es la altura y $L_{15,16}$ es la distancia entre centroides. Este procedimiento fue replicado tanto para las caras laterales restantes del chasis, como para la conexión con el LACP (nodo 1).

Paneles desplegados - Chasis exterior

Dada la compleja trayectoria que debe seguir el flujo de calor desde los paneles desplegados hasta el interior del LEOPAR, se decidió generar un modelo elementos finitos para la determinación de la conductancia efectiva entre estos dos puntos. La geometría bajo estudio incluye el módulo High-Rise y las bisagras de los paneles desplegados (figura 6-7a). El dominio computacional fue seccionado en 2 de sus 4 planos de simetría para fines de reducir el número de elementos requeridos y determinar la conductancia efectiva desde uno solo de los paneles. Como condiciones de borde se establecieron valores de temperatura constantes sobre las superficies A y B con $T_A = 100^\circ C$ y $T_B = 0^\circ C$, respectivamente. El software establece por defecto condiciones de pared adiabática sobre aquellas fronteras que poseen condiciones indefinidas (figura 6-7b). La figura 6-7c muestra el campo de temperaturas obtenido:

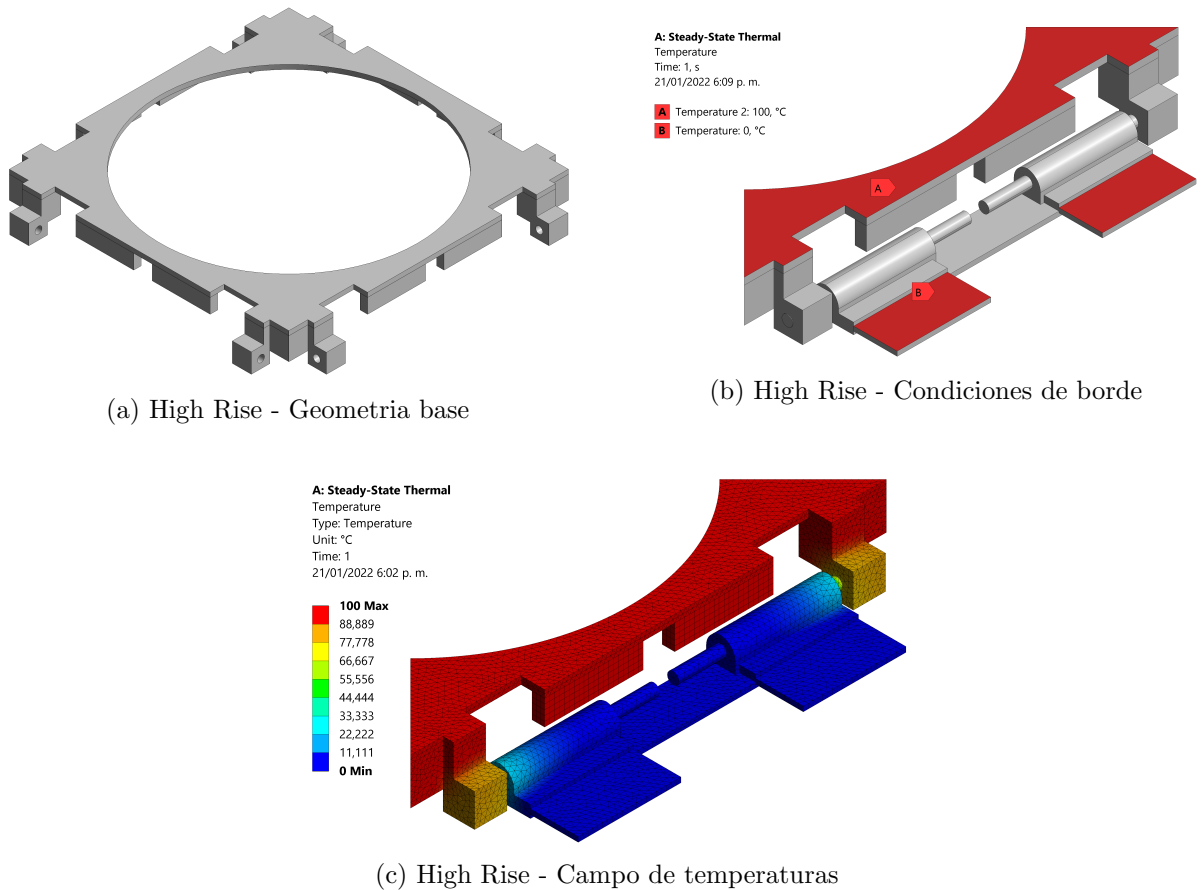


Figura 6-7: Análisis por elementos finitos para el módulo High Rise.

Usando la herramienta *Reaction* de ANSYS fue posible evaluar el flujo de calor neto $\dot{Q}$ entre las superficies A y B. Con el objetivo de validar que los resultados sean independientes de la malla, se realizó un análisis de convergencia usando como parámetro de referencia el valor de $\dot{Q}$. La figura 6-8 muestra el proceso de convergencia conforme se incrementa el número de elementos en el dominio:

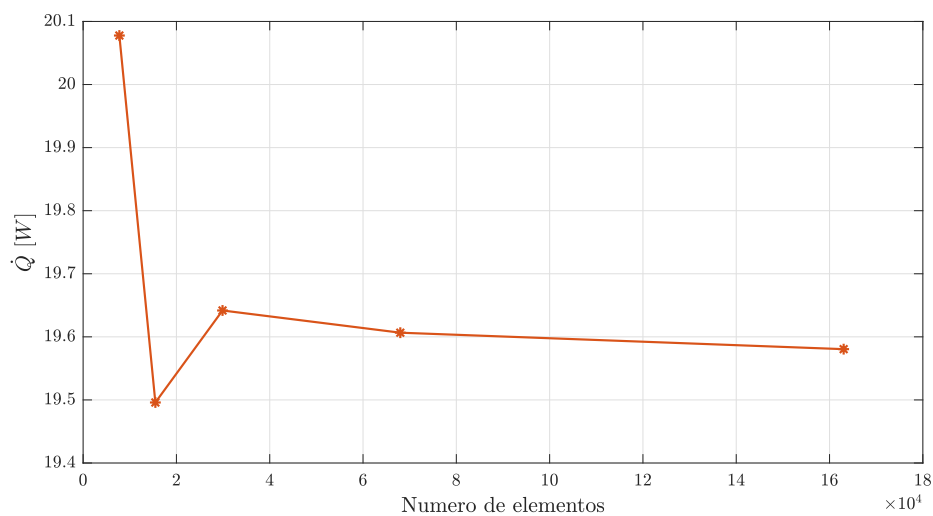


Figura 6-8: Convergencia del flujo de calor a través del módulo High-Rise

Usando el valor de $\dot{Q}$ correspondiente a la última iteración, la conductancia lineal entre los nodos 11 – 26, 12 – 26, 13 – 26 y 14 – 26 fue estimada como:

$$GL_{11,26} = GL_{12,26} = GL_{13,26} = GL_{14,26} = \frac{\dot{Q}}{\Delta T} \quad (6-15)$$

Carga útil (PLD)

Debido a la temprana fase de desarrollo del módulo PLD, ninguna de las interfases eléctricas y estructurales de este subsistema ha sido definida o diseñada. Sin embargo, para efectos de construir un modelo de conexiones preliminar, se asumió que el módulo PLD esta soportado por 4 espaciadores de aluminio con diámetros internos y externos de $3,18mm$ y $6mm$, y una longitud $L_{26,34} = 14mm$.

$$GL_{26,34} = \frac{A_{spacer}k_{spacer}}{L_{26,34}} \quad (6-16)$$

Las conexiones entre las paredes del PLD, fueron determinadas usando la misma metodología empleada para el chasis. El PFCU debe estar conectado eléctricamente al Bus Stack mediante el formato de placa base estándar del MIS-3U (PC/104). Por consiguiente:

$$GL_{32,34} = 104 \frac{A_{pin}k_{pin}}{L_{32,34}} \quad (6-17)$$

En relación a los soportes del banco óptico que conectan con las paredes de la carga útil, esta conexión fue determinada considerando el área seccional mínima $A_{soporte}$ de cada soporte:

$$GL_{29,33} = 4 \frac{A_{soporte}k_{soporte}}{L_{29,33}} \quad (6-18)$$

6.4.3. Masas y calores específicos

En esta sección se describen las propiedades de masa y calor específico empleadas sobre cada uno de los nodos de difusión que conforman el TMM.

Paneles fijos y despleables

Aunque los paneles del LEOPAR poseen una composición de distintos materiales laminados por capas (figuras **6-3** y **6-4**), debido al bajo espesor de la máscara de soldadura y el recubrimiento de Kapton, ambos fueron despreciados dentro el cálculo de la capacitancia térmica. Las celdas solares, y las láminas de FR4 y cobre conforman al rededor del 95 % de la masa total de cada panel. La masa del arreglo completo es reportada por el fabricante en [Pumpkin, 2013]. El conjunto de propiedades empleadas en el cálculo de k_{PCB} se lista a continuación (tabla **6-7**):

Material	$\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right]$	$c_p \left[\frac{J}{kgK} \right]$	Referencias
Celda solar (GaAs)	5260	334,8	[Gilmore, 2003]
Cobre C10200	8860	385,2	[Gilmore, 2003]
FR4	2000	0,282	[Dielectric Corporation, 2021][C.I.F, 2021]

Tabla 6-7: Propiedades de masa y calor específico para los paneles desplegables.

Las fracciones másicas de las celdas solares (x_{sc}), las láminas de cobre (x_{cu}) y FR4 (x_{FR4}) fueron determinadas mediante las siguientes expresiones:

$$x_{sc} = \frac{L_{sc}\rho_{sc}}{3L_{cu}\rho_{cu} + 2L_{FR4}\rho_{FR4} + L_{sc}\rho_{sc}} \quad (6-19)$$

$$x_{cu} = \frac{3L_{cu}\rho_{cu}}{3L_{cu}\rho_{cu} + 2L_{FR4}\rho_{FR4} + L_{sc}\rho_{sc}} \quad (6-20)$$

$$x_{FR4} = 1 - x_{cu} \quad (6-21)$$

Conociendo x_{sc} , x_{cu} y x_{FR4} , es posible determinar $c_{p,deploy}$ como:

$$c_{p,deploy} = x_{sc}c_{p,sc} + x_{cu}c_{p,cu} + x_{FR4}c_{p,FR4} \quad (6-22)$$

Para el caso de los paneles laterales fijos a la estructura del LEOPAR, se desarrolló un proceso análogo, teniendo en cuenta la ausencia de celdas solares.

Módulos: OBC, Baterías EPS, COMM

La mayor parte de los subsistemas que comprenden el bus satelital del LEOPAR, están constituidos por elementos electrónicos típicos: FR4, cobre y distintos tipos de cerámicos, entre otros. Pese a que el fabricante reporta el valor de la masa asociada a cada subsistema en [Pumpkin, 2013], no existe literatura que especifique la composición, ni el calor específico efectivo de estas partes. Aunque diversos autores proponen diferentes metodologías como: asumir el valor de las fracciones de másicas (50 % cobre y 50 % FR4) [Kellens, 2018], considerar únicamente el valor asociado al FR4 [Marraffa, 2019] [Garzon, 2012], [Jacques, 2009] y ponderar respecto a la fracción volumétrica [Flecht, 2016], para efectos de este documento se consideró simplemente un valor de referencia extraído a partir de un trabajo similar [Mauro, 2015].

En cuanto al módulo de baterías, nuevamente el fabricante no suministra información relacionada a las propiedades térmicas. Sin embargo, [Jacques, 2009] evaluó y determinó experimentalmente el calor específico de un paquete de baterías Li-Po similares, con referencia Kokam SLPB-554374-H. El valor obtenido en el ensayo fue de $1350 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$.

Módulo PLD

Para el módulo de procesamiento PFCU se consideró el mismo el mismo calor específico empleado en los subsistemas electrónicos del bus satelital. De acuerdo a las especificaciones preliminares reportadas por el equipo de carga útil, la estructura soporte y el banco óptico del PLD serán manufacturadas a base de aluminio 6061-T6. Del mismo modo, se seleccionó de forma preliminar vidrio borosilicato para la definición de las propiedades térmicas de los espejos. Debido a que el banco óptico y los espejos han sido concentrados dentro de un solo nodo en el modelo (nodo 33), se determinó un calor específico efectivo con base en las fracciones másicas de ambos elementos:

$$c_{p,33} = x_{banco}c_{p,alum} + x_{gl}c_{p,borosil} \quad (6-23)$$

Donde x_{banco} y x_{gl} son las fracciones másicas del banco óptico y del arreglo de espejos. Así mismo, $c_{p,borosil}$ y $c_{p,alum}$ son los calores específicos asociado al vidrio borosilicato y al aluminio 6061-T6.

Módulo ADCS

Este subsistema posee una considerable cantidad de subelementos internos necesarios para su funcionamiento, tales como: electroimanes, ruedas de reacción, sensores de horizonte, entre otros. Para la determinación de un calor específico efectivo de nodo se asumió que el ADCS está compuesto por 43 % de acero (ruedas de reacción), 17 % de cobre (torques magnéticos) y 40 % de aluminio (soportes y estructura). La tabla 6-8 lista el conjunto de propiedades empleadas:

Parte	Material	$c_p \left[\frac{J}{kgK} \right]$	Referencias
Estructura/soportes	Aluminio 6061-T6	961,2	[Gilmore, 2003]
Ruedas de reacción	Acero	500	[Flecht, 2016]
Torques magnéticos	Cobre	100	[Flecht, 2016]

Tabla 6-8: Propiedades termofísicas del ADCS.

Resumen de propiedades nodales

La tabla 6-9 presenta un resumen de las propiedades de masa y capacidad calorífica definidas para el modelo.

# Nodo	Subsistema/Parte	$m_i [kg]$	$c_{p,i} [kJ/kg \cdot K]$	Referencia
1 y 19	LACP	37,0	961,20	[Gilmore, 2003]
2 y 20	High-Rise Module	84,0	1227,2	[Zmeskal et al., 2020]
3,4,5,6	Paneles fijos	220	904,22	Sección 6.4.3
7-11, 8-12, 9-13, 10-14	Paneles desplegados	540	811,03	Sección 6.4.3
15,16,17,18	Chasis	317	961,20	[Gilmore, 2003]
21-24, 27-30	Paredes laterales PLD	199	961,20	[Gilmore, 2003]
25 y 31	Pared superior	31,2	961,20	[Gilmore, 2003]
26	Pared inferior	31,2	961,20	[Gilmore, 2003]
32	COMM-S + PFCU	182	1544,0	[Mauro, 2015]
33	Banco y sistema óptico	215	927,03	Sección 6.4.3
34	OBC	112	1456,9	[Mauro, 2015]
35	Baterías	258	1477,5	[Jacques, 2009]
36	EPS	194	1544,0	[Mauro, 2015]
37	COMM-UHF + SIM	116	1544,0	[Mauro, 2015]
38	ADCS	707	643,93	Sección 6.4.3
39	Espacio profundo	—	1×10^{10}	-

Tabla 6-9: Resumen de propiedades de masa y capacidades calóricas por nodo.

La masa del hardware (tornillos y espaciadores) fue distribuida equitativamente sobre cada uno de los módulos en el Bus-Stack tal que se cumpliera con el requerimiento de 3285 g para la masa total del sistema.

6.5. Linealización y solución de la ecuación de la energía

Habiendo definido completamente el dominio de solución del problema en términos de las propiedades geométricas y termo-ópticas de cada uno de los elementos que componen al LEO-PAR, el paso a seguir es la resolución de la ecuación fundamental que gobierna el problema.

Retomando la expresión que establece el balance de energía sobre el nodo i -ésimo de la red (ecuación 2-24):

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = \dot{Q}_i + \sum_{j=1}^N GL_{ji}(T_j - T_i) + \sigma \sum_{j=1}^N GR_{ji}(T_j^4 - T_i^4) \quad (6-24)$$

Inicialmente el término de generación $\dot{Q}$ será expresado como la suma de las contribuciones por cargas de radiación externas ($\dot{Q}_{ext,i}$) y energía térmica disipada por operaciones electrónicas ($\dot{Q}_i$):

$$m_i c_i \frac{dT_i(t)}{dt} = \dot{Q}_{ext,i}(t) + \dot{Q}_i(t) + \sum_{j=1}^N GL_{ji}(T_j - T_i) + \sigma \sum_{j=1}^N GR_{ji}(T_j^4 - T_i^4) \quad (6-25)$$

El desempeño térmico del satélite es descrito por un conjunto de N ecuaciones diferenciales no lineales acopladas. Cabe destacar la dependencia temporal existente en los términos de generación $\dot{Q}_{ext,i}(t)$ y $\dot{Q}_i(t)$. De forma generalizada, el conjunto de ecuaciones anteriores no dispone de una solución analítica y deben ser empleados métodos de solución numérica.

Sea T_i^{p+1} la temperatura del nodo i -ésimo en algún tiempo arbitrario $p+1$, donde $t = p\Delta t$, entonces la ecuación 6-25 puede ser discretizada empleando el metodo de diferencias finitas bajo un enfoque implícito (hacia atrás), considerando una aproximación para la derivada en el tiempo:

$$\frac{dT_i}{dt} \approx \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} \quad (6-26)$$

Evaluando cada uno de los términos a la derecha de la ecuación 6-25 en $p+1$ y reemplazando la expresión 6-26:

$$m_i c_i \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} = \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \sum_{j=1}^N GL_{ji}(T_j^{p+1} - T_i^{p+1}) + \sigma \sum_{j=1}^N GR_{ji}[(T_j^{p+1})^4 - (T_i^{p+1})^4] \quad (6-27)$$

Y reorganizando:

$$\begin{aligned} m_i c_i \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} = & \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \sum_{j=1}^N \left[GL_{ji}T_j^{p+1} + \sigma GR_{ji}(T_j^{p+1})^4 \right] \\ & - \sum_{j=1}^N \left[GL_{ji}T_i^{p+1} + \sigma GR_{ji}(T_i^{p+1})^4 \right] \end{aligned} \quad (6-28)$$

Por otra parte, la temperatura T_i^p , después de un corto periodo de tiempo Δt , puede expresarse como:

$$T_i^{p+1} = T_i^p + \Delta T_i^p \quad \text{Donde} \quad \Delta T_i^p = \frac{dT_i^p}{dt} \Delta t \quad (6-29)$$

Elevando ambos lados de la expresión a la cuarta potencia:

$$(T_i^{p+1})^4 = (T_i^p + \Delta T_i^p)^4 \quad (6-30)$$

$$(T_i^{p+1})^4 = (T_i^p)^4 + 4(T_i^p)^3 \Delta T_i^p + 6(T_i^p)^2 (\Delta T_i^p)^2 + 4T_i^p (\Delta T_i^p)^3 + (\Delta T_i^p)^4 \quad (6-31)$$

Asumiendo un valor de Δt lo suficientemente pequeño, entonces $\Delta T_i^p \ll T_i^p$, y reemplazando la ecuación 6-29:

$$(T_i^{p+1})^4 \approx (T_i^p)^4 + 4(T_i^p)^3 \Delta T_i^p \quad (6-32)$$

$$(T_i^{p+1})^4 \approx (T_i^p)^4 + 4(T_i^p)^3 (T_i^{p+1} - T_i^p) \quad (6-33)$$

$$(T_i^{p+1})^4 \approx [4(T_i^p)^3] T_i^{p+1} - 3(T_i^p)^4 \quad (6-34)$$

Empleando esta última definición para desarrollar el primer término en la sumatoria de la ecuación 6-28:

$$GL_{ji} T_j^{p+1} + \sigma GR_{ij} (T_j^{p+1})^4 = GL_{ji} T_j^{p+1} + \sigma GR_{ji} \{ [4(T_j^p)^3] T_j^{p+1} - 3(T_j^p)^4 \} \quad (6-35)$$

$$GL_{ji} T_j^{p+1} + \sigma GR_{ji} (T_j^{p+1})^4 = [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_j^p)^3] T_j^{p+1} - 3\sigma GR_{ji} (T_j^p)^4 \quad (6-36)$$

Y el segundo término de la sumatoria:

$$GL_{ji} T_i^{p+1} + \sigma GR_{ji} (T_i^{p+1})^4 = GL_{ji} T_i^{p+1} + \sigma GR_{ji} \{ [4(T_i^p)^3] T_i^{p+1} - 3(T_i^p)^4 \} \quad (6-37)$$

$$GL_{ji} T_i^{p+1} + \sigma GR_{ji} (T_i^{p+1})^4 = [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_i^p)^3] T_i^{p+1} - 3\sigma GR_{ji} (T_i^p)^4 \quad (6-38)$$

Sustituyendo las ecuaciones 6-36 Y 6-38, en 6-28, se obtiene la forma linealizada de la ecuación 6-25:

$$\begin{aligned} m_i c_i \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} &= \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \sum_{j=1}^N [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_j^p)^3] T_j^{p+1} - 3\sigma GR_{ji} (T_j^p)^4 \\ &\quad - \sum_{j=1}^N [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_i^p)^3] T_i^{p+1} - 3\sigma GR_{ji} (T_i^p)^4 \end{aligned} \quad (6-39)$$

Reorganizando:

$$\begin{aligned} m_i c_i \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} &= \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \sum_{j=1}^N [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_j^p)^3] T_j^{p+1} \\ &\quad - \sum_{j=1}^N [GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji} (T_i^p)^3] T_i^{p+1} \\ &\quad - \sum_{j=1}^N 3\sigma GR_{ji} [(T_j^p)^4 - (T_i^p)^4] \end{aligned} \quad (6-40)$$

Para efectos de no saturar la notación, se incluyeron algunas definiciones. Sea:

$$R_i = \sum_{j=1}^N GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji}(T_i^p)^3 \quad (6-41)$$

$$S_{ji} = GL_{ji} + 4\sigma GR_{ji}(T_j^p)^3 \quad (6-42)$$

$$B_i = \sum_{j=1}^N 3\sigma GR_{ji}[(T_j^p)^4 - (T_i^p)^4] \quad (6-43)$$

Entonces la ecuación 6-40 puede ser reescrita como:

$$m_i c_i \frac{T_i^{p+1} - T_i^p}{\Delta t} = \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \sum_{j=1}^N S_{ji} T_j^{p+1} - R_i T_i^{p+1} - B_i \quad (6-44)$$

Dejando los términos “conocidos” a la izquierda y “desconocidos” a la derecha de la ecuación:

$$-\frac{m_i c_i T_i^p}{\Delta t} - \dot{Q}_{ext,i}^{p+1} - \dot{Q}_i^{p+1} + B_i = \sum_{j=1}^N S_{ji} T_j^{p+1} - \left(R_i + \frac{m_i c_i}{\Delta t}\right) T_i^{p+1} \quad (6-45)$$

Y empleando la definición de delta de Kronecker δ_{ij} , para reunir los términos con T_j^{p+1} y T_i^{p+1} , se obtiene:

$$\sum_{j=1}^N \underbrace{\left[\left(R_i + \frac{m_i c_i}{\Delta t}\right) \delta_{ij} - S_{ji}\right]}_{\mathbf{A}} T_j^{p+1} = \underbrace{\dot{Q}_{ext,i}^{p+1} + \dot{Q}_i^{p+1} + \frac{m_i c_i T_i^p}{\Delta t} - B_i}_{\mathbf{C}} \quad (6-46)$$

La ecuación 6-46 constituye un sistema de N ecuaciones lineales con T_i^{p+1} como incógnitas, donde $i=1,2,3,\dots,N$, que puede ser resuelto mediante técnicas usuales de inversión de matrices:

$$[A]\{T^{p+1}\} = \{C\} \quad (6-47)$$

Nótese que los valores de temperatura T_i^p conforman la condición inicial del problema para la primera iteración. Las temperaturas T_i^{p+1} calculadas pueden sustituir entonces los valores de T_i^p en la siguiente iteración. Este procedimiento puede ser repetido hasta alcanzar una condición de estado estable en la solución.

6.6. Resultados

En esta sección se presentan los resultados obtenidos a partir del modelo térmico multi-parámetro del LEOPAR. Las simulaciones fueron desarrolladas considerando un paso temporal $\Delta t = 18,84 \text{ s}$, para un total de 300 pasos por órbita, y un algoritmo de estabilización análogo al descrito en la sección 5.

La figura 6-9 muestra los perfiles de temperatura de cada uno de los subsistemas electrónicos del satélite bajo las condiciones de máxima carga de radiación externa y disipación interna (WHC), para los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*:

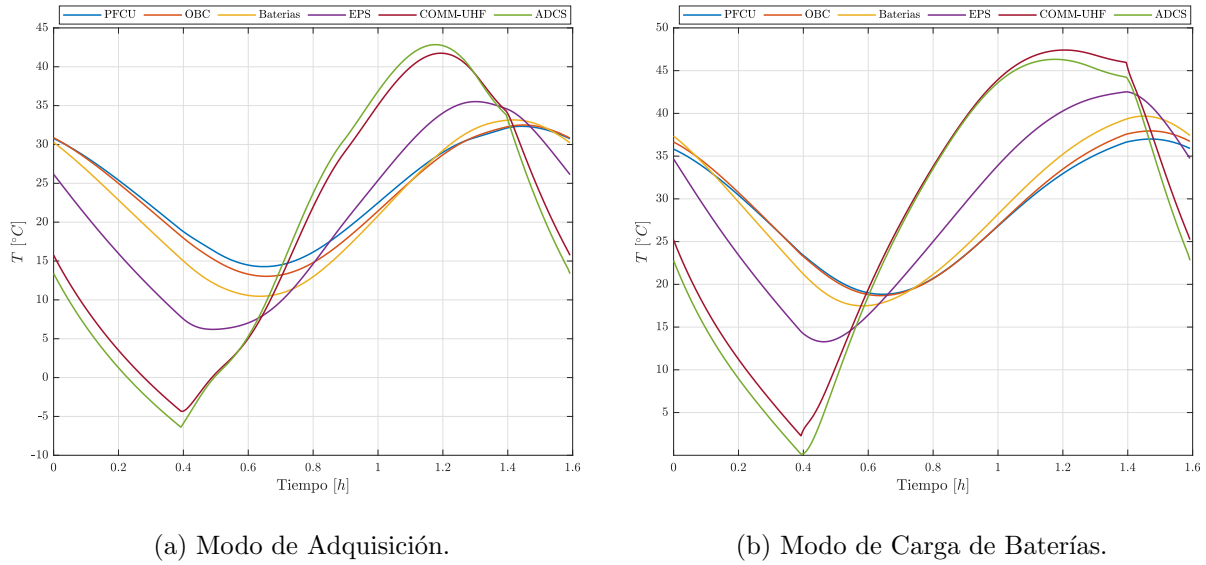


Figura 6-9: Perfiles de temperatura. Caso de máxima carga térmica (WHC)

Aunque el subsistema PLD dispone del mayor requerimiento de energía en el modo de *Adquisición* (tabla 6-2); contra intuitivamente, este subsistema no está cerca de poseer el máximo global de temperatura en el Bus Stack. Por el contrario, los subsistemas ADCS y COMM presentan las condiciones térmicas más severas en ambas direcciones para ambos modos de actitud. El módulo ADCS alcanza temperaturas máximas de $42,84^{\circ}\text{C}$ en *Adquisición*, y $46,32^{\circ}\text{C}$ en *Carga de Baterías*, mientras que el módulo de COMM alcanza valores de $41,74^{\circ}\text{C}$ en *Adquisición*, y $47,41^{\circ}\text{C}$ en *Carga de Baterías*. Teniendo en cuenta que el mayor porcentaje de la energía eléctrica disponible, es disipada sobre las celdas solares, gran parte del calor recolectado (disipado) y emitido durante las fases de luz solar y eclipse, logra fluir hacia y desde los paneles solares, afectando en mayor medida aquellos módulos cuya posición relativa es más cercana al arreglo de paneles.

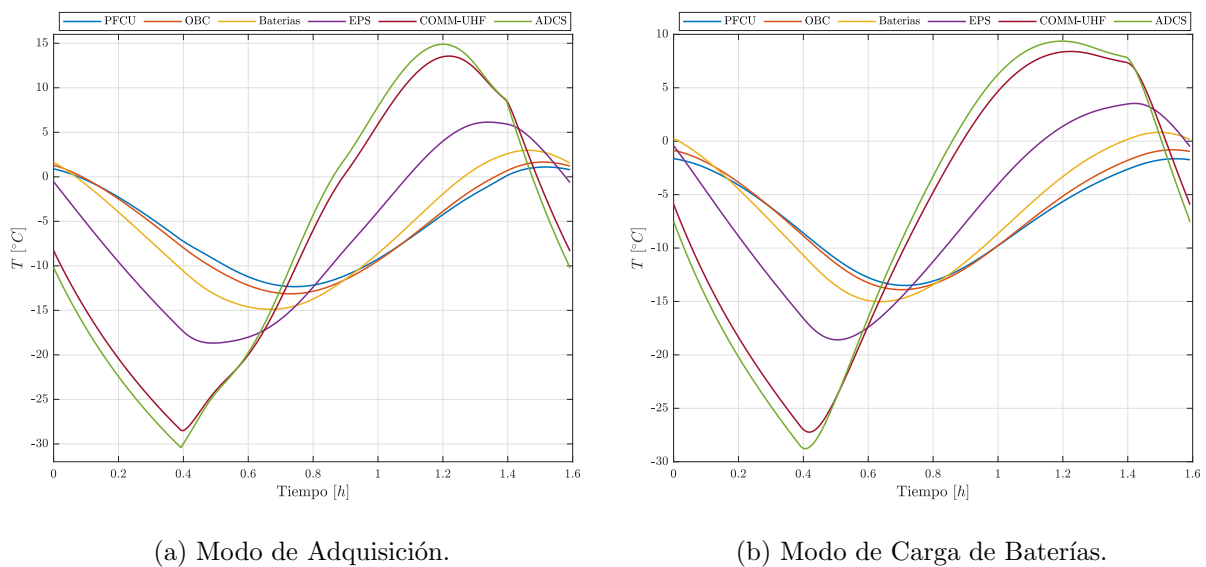


Figura 6-10: Perfiles de temperatura. Caso de mínima carga térmica (WCC).

Por otra parte, la figura 6-10 presenta los perfiles de temperatura de cada subsistema, consi-

derando la mínima carga de radiación externa y despreciando el efecto de disipación térmica por operaciones electrónicas (WCC). Los resultados obtenidos muestran que para ambos modos de actitud, el módulo ADCS nuevamente presenta los valores de temperatura más críticos durante la operación, desarrollando temperaturas mínimas de $-30,42^\circ C$ y $-28,77^\circ C$ en los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*, respectivamente.

A pesar de que las simulaciones desarrolladas en los casos WHC y WCC arrojan soluciones que difieren por completo en magnitud, sigue existiendo cierto nivel de similitud en la distribución funcional de los perfiles de temperatura. Un análisis cuidadoso de la forma en cómo se ordenan de mayor a menor los máximos y mínimos de temperatura conforme se asciende a lo largo del Bus Stack en los casos WCC, permite una visión cualitativa de la trayectoria del flujo de calor desde la base de despliegue de los paneles hacia el interior del Bus Stack, y viceversa. En este punto, los paneles solares parecieran constituir una alternativa adecuada para la evacuación y recolección de calor. Sin embargo, estos resultados deben ser confrontados con un modelo de ingeniería avanzado (en elementos finitos), que permita una validación numérica completa del modelo.

6.7. Análisis de consistencia

Con el objetivo de realizar un estudio de consistencia del modelo actual respecto al modelo implementado en el capítulo 5, es necesario reducir la información de las 38 curvas de temperatura a una sola, tal que todos los resultados puedan ser comparables. Teniendo en cuenta el esquema de ponderación empleado para el valor de capacidad calorífica efectiva en el modelo de un solo parámetro, análogamente se determinó una curva de temperatura promedio T_{avg} , ponderada por masa para todo el satélite:

$$T_{avg} = \frac{1}{m_{total}} \sum_{i=1}^{38} m_i T_i \quad (6-48)$$

La figura 6-11 muestra los resultados obtenidos bajo ambas metodologías, para los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*.

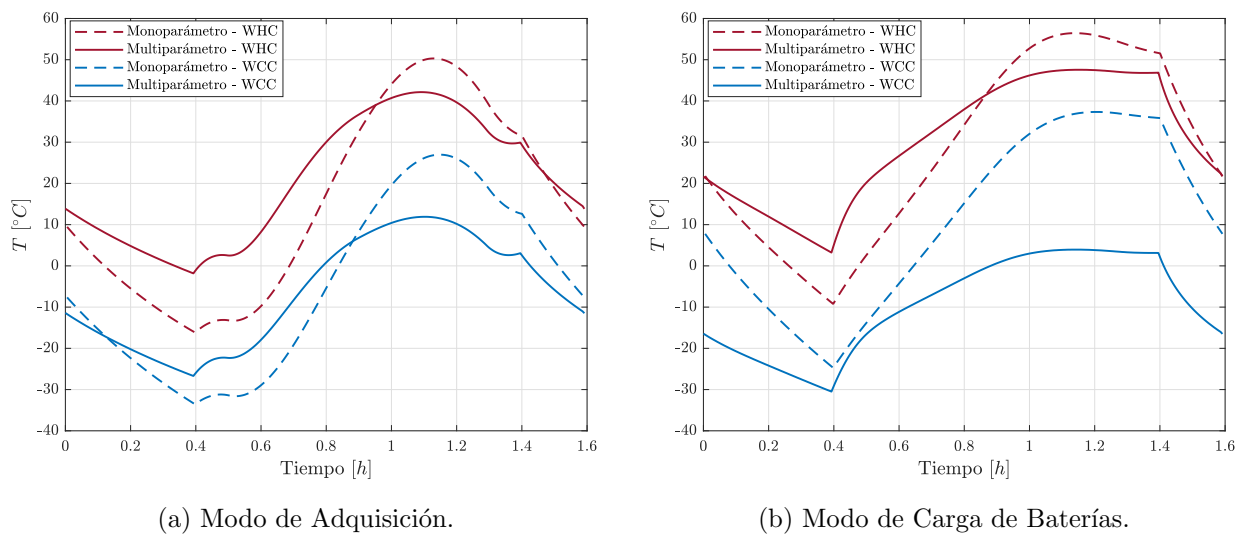


Figura 6-11: Análisis de consistencia entre el modelo monoparamétrico y multiparámetro.

Las soluciones obtenidas en el modo de *Adquisición* muestran un cierto nivel de discrepancia entre resultados, con diferencias de: $8,17^{\circ}C$ para las temperaturas máximas en WHC, y de $6,88^{\circ}C$ para las temperaturas mínimas en WCC. Este efecto puede ser explicado por el esquema de discretización empleado en cada método. Mientras que el modelo multiparámetro permite capturar una distribución de temperaturas con una resolución de 38 valores diferentes en el tiempo, el modelo de un solo parámetro considera al satélite como un sistema isotérmico con una capacidad calorífica efectiva. Se verificó numéricamente que conforme la matriz de conductancia $GL_{ij} \rightarrow \infty$, el satélite alcanza un perfil de temperaturas uniforme en todos sus elementos y la solución del modelo multiparámetro converge hacia la del modelo de un solo parámetro. La presencia de altos gradientes de temperatura en el satélite provoca un menor nivel de concordancia entre resultados.

Respecto al modo de *Carga de Baterías*, las soluciones presentan diferencias de $8,88^{\circ}C$ y $1,38^{\circ}C$ para las temperaturas máximas en WHC y mínimas en WCC, respectivamente. Nuevamente, los errores obtenidos pueden ser atribuidos a la resolución de cada método.

Capítulo 7

Modelo térmico en elementos finitos

En este capítulo se describe el desarrollo de un modelo de ingeniería en elementos finitos del satélite LEOPAR. En primera instancia, se presenta un compendio de todos los parámetros termo-ópticos empleados para el análisis. Posteriormente, se realiza la descripción del dominio computacional, tipo de discretización, preprocesamiento y condiciones de frontera establecidas para las simulaciones. Los resultados obtenidos fueron confrontados con los intervalos de temperatura proporcionados por el modelo multiparámetro en MATLAB, y los requerimientos de operación de cada módulo. Con base en los resultados finales, se calculó el grado de factibilidad de todos los subsistemas internos y externos al satélite para los modos de *Adquisición y Carga de Baterías*. Debido a que los subsistemas PFCU, Baterías y GPS patch experimentan la mayor probabilidad de fallo, se determinaron los requerimientos de rediseño de estos elementos, tal que la arquitectura completa del satélite logre satisfacer los límites de operación térmica definidos.

7.1. Propiedades termo-ópticas

Dada la imposibilidad de obtener información adicional a la disponible públicamente en las páginas web de los fabricantes, la mayor parte de las propiedades fue estimada a partir de trabajos similares y documentos técnicos de recubrimientos usuales en misiones espaciales. La tabla **7-1** muestra el conjunto de valores seleccionados de densidad ρ , conductividad k y calor específico c_p para cada subsistema.

Aunque todas las referencias proveen un valor específico para la densidad, al emplear esta información en el modelo tridimensional, las masas individuales de cada módulo discrepaban en gran medida respecto a lo reportado en el manual [Pumpkin, 2013]. Este efecto se debe al importante grado de anisotropía existente en muchos de los elementos electrónicos, y al número de simplificaciones desarrolladas sobre el modelo CAD. Considerando que las masas de cada subsistema conforman un requerimiento que debe ser satisfecho por el modelo, algunos valores de densidad fueron corregidos tal que se cumpliera esta restricción, manteniendo las conductividades y capacidades caloríficas invariantes[†].

Parte	Material	ρ [$\frac{kg}{m^3}$]	k [$\frac{W}{mK}$]	c_p [$\frac{J}{kgK}$]	Referencias
Celdas solares	GaAs	5260 [†]	32,90	334,8	[Gilmore, 2003]
Chasis	Al 6061	2700	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
Paneles fijos	PCB	2888 [†]	11,88	1544	Sección 6.4.2
Paneles desplegados	PCB	2888 [†]	59,02	1544	Sección 6.4.2
LACP	Al	6197 [†]	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
PLD					
Estructura	Al 6061	2700	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
Banco óptico	Al 6061	2700	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
Espejos	Borosilicato	2230	1,130	800,0	[ISO 3585:1998, 1998]
PFCU	PCB	2260	18,04	1544	[Mauro, 2015]
COMM-S	PCB	2260	18,04	1544	[Mauro, 2015]
OBC					
Board	PCB	2741 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
Conector	Al 6061	2700	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
Módulo de Baterías					
Baterías	Li-Po	2730	28,05 3,400 $\perp$	1350	[Maleki et al., 1999] [Jacques, 2016]
Board	PCB	3143 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
EPS					
Board	PCB	4069 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
COMM-UHF					
Radio	PCB	1575 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
Board	PCB	1575 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
GPS	PCB	1575 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
SIM					
Board	PCB	2743 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]
ADCS					
Magnetorquer	Cu	8920	400,0	100,0	[Flecht, 2016]
Ruedas de reacción	Acero	6504 [†]	16,0	500,0	[Flecht, 2016]
Board	PCB	2260	18,04	1544	[Mauro, 2015]
Estructura	Al 6061	2700	167,9	961,2	[Gilmore, 2003]
High Rise					
Board Placeholder	PLA	1945 [†]	0,130	1800	[Zmeskal et al., 2020]
Spacer	Al 7075	3938 [†]	121,2	961,2	[Gilmore, 2003]
GPS patch	PCB	4190 [†]	18,04	1544	[Mauro, 2015]

Tabla 7-1: Propiedades termofísicas del LEOPAR. Modelo en elementos finitos.

Así mismo, la tabla 7-2 presenta propiedades de emisividad infrarroja ε_{IR} y absorptividad solar α_s , empleadas en el modelo. Nuevamente, la mayor parte de la información fue definida a partir de la literatura. En relación a la estructura del PLD, se seleccionó una referencia de pintura negra estándar con base en las sugerencias del equipo a cargo de su diseño. Para el arreglo de espejos, considerando su propiedad intrínseca de alta reflectividad, se asumió una absorptividad y reflectividad de aproximadamente cero.

Parte	Acabado superficial	α_s []	ε_{IR} []	Referencias
Celdas solares	-	0,88	0,85	[Spectrolab, 2018]
Chasis	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Kauder, 2005]
Paneles fijos	1 mil Kapton (2-5 años)	0,66	0,61	[Gilmore, 2003]
Paneles desplegables	1 mil Kapton (2-5 años)	0,66	0,61	[Gilmore, 2003]
LACP	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Morgan et al., 2017]
PLD				
Estructura	Carbon Black paint NS-7	0,96	0,88	[Kauder, 2005]
Banco óptico	Carbon Black paint NS-7	0,96	0,88	[Kauder, 2005]
Espejos	Borosilicato	0,00	0,00	-
PFCU	PCB	0,85	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
COMM-S	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
OBC				
Board	PCB	0,85	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
Conector	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Kauder, 2005]
Módulo de baterías				
Baterías	-	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
Board	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
EPS				
Board	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
COMM-UHF				
Radio	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Kauder, 2005]
Board	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
GPS	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
SIM				
Board	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
ADCS				
Magnetorquer	-	0,80	0,60	[Flecht, 2016]
Ruedas de reacción	-	0,47	0,14	[Flecht, 2016]
Board	PCB	0,65	0,86	[Finckenor and Coker, 2014]
Estructura	Al 6061 Anodizado	0,90	0,86	[Kauder, 2005]
High Rise				
Board Placeholder	PLA	0,65	0,92	[Morgan et al., 2017]
Spacer	Al 7075 Anodizado	0,83	0,87	[Kauder, 2005]
GPS patch	Al pulido EOL	0,15	0,05	[Gilmore, 2003]

Tabla 7-2: Propiedades ópticas del LEOPAR.

7.2. Dominio computacional y malla

El modelo CAD original del satélite fue suministrado por la compañía fabricante *Pumpkin Space Systems*. Sin embargo, con el objetivo de obtener un dominio computacional adecuado, que permitiera capturar la geometría más relevante del LEOPAR sin requerir de un número excesivo de elementos en la malla, fue necesario desarrollar un proceso de verificación y simplificación de cada uno de los subsistemas. Para ello, elementos electrónicos con geometrías complejas, roscas, chaflanes, redondeos y todos aquellos elementos y acabados que no representan una condición térmica importante, y que no influyen de forma significativa sobre los resultados, fueron suprimidos del modelo 3D.

Elementos esbeltos, como las 104 conexiones por pines entre módulos y las barras espa-

ciadoras, en donde predomina el efecto conductivo sobre el radiativo, fueron modelados como elementos unidimensionales. Si bien la exclusión y simplificación de algunos componentes podría ocasionar una reducción en la masa global del satélite, el cálculo de densidades corregidas permitió conservar las propiedades inerciales de cada subsistema sin penalizar demasiado el efecto radiativo.

En relación al tipo de discretización, la literatura muestra que gran parte de los estudios relacionados al análisis térmico en CubeSats ([Jacques, 2009], [Eken, 2015], [Corpino et al., 2015], [Carvalhais, 2019], [Salazar-Salinas et al., 2021], [González, 2017]), emplean software dedicado para este fin. Entre los más usuales se encuentran: SYSTEMA/THERMICA, ESATAN-TMS, Thermal Desktop y NASTRAN. Aunque el método de solución implementado por cada trabajo puede variar entre elementos finitos y parámetros concentrados, todas las referencias concuerdan en la generación de una malla con una densidad nodal similar. Investigaciones recientes como la de [Park et al., 2021], con un número de elementos considerablemente más alto que los trabajos ya mencionados, emplean mallas con hasta 96727 elementos finitos y 36713 nodos. Siguiendo el esquema de discretización asentado por la literatura, la geometría del LEOPAR fue subdividida con un total de 123743 elementos y 708426 nodos como se muestra en las figuras 7-1 y 7-2.

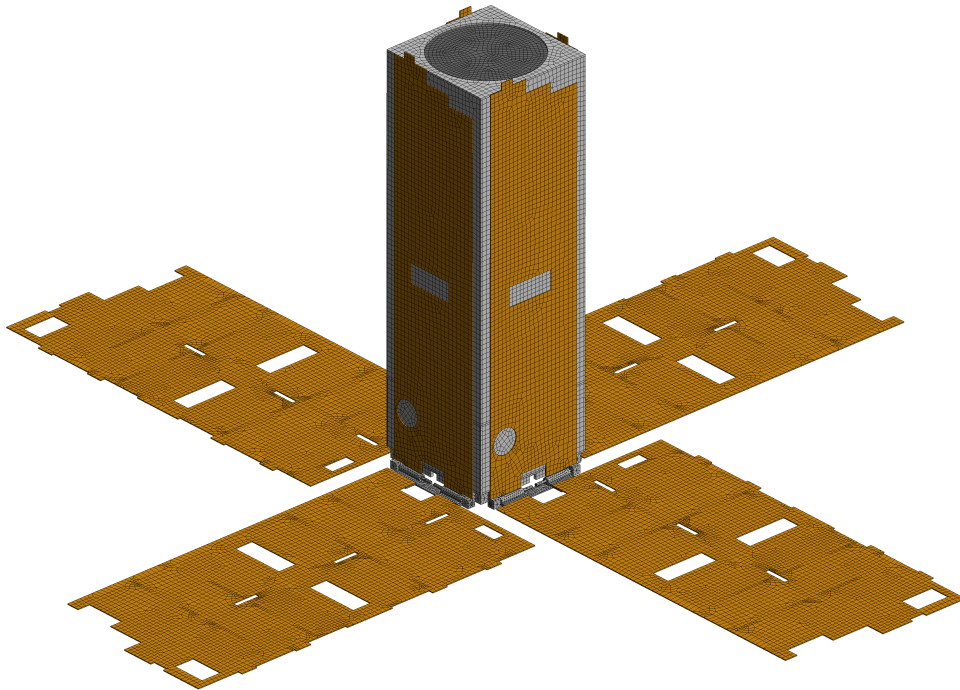


Figura 7-1: Dominio computacional. Paneles y estructura.

Debido a sus notables ventajas en términos de reducción del número de elementos y mejoras en el proceso de convergencia, se emplearon hexaedros de 8 nodos como elementos predominantes sobre la mayor parte del dominio computacional. La malla final presenta una calidad ortogonal promedio de 0,90.

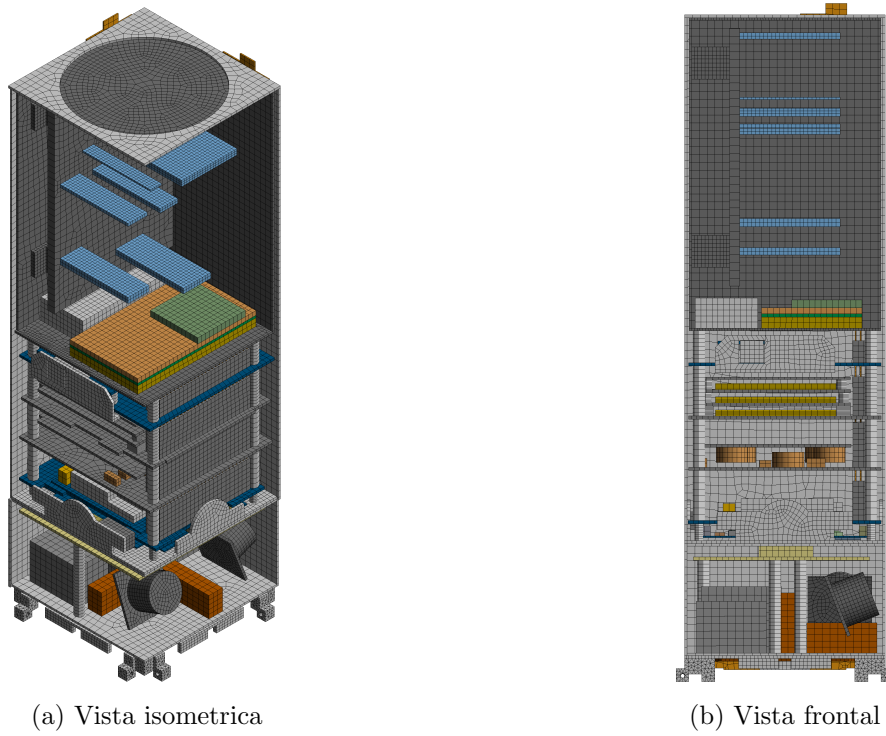


Figura 7-2: Dominio computacional. Bus Stack.

Con base en el dominio discretizado del LEOPAR, realizó un análisis de convergencia bajo un esquema de solución en estado estable para la temperatura promedio de cada subsistema. La figura 7-3 muestra los resultados obtenidos:

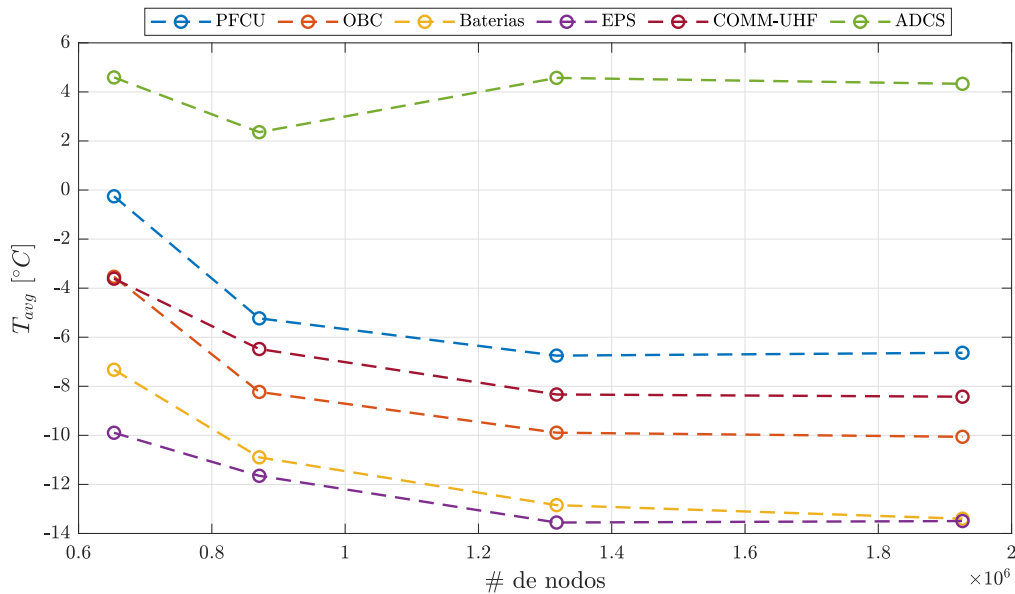


Figura 7-3: Análisis de convergencia. Modelo en elementos finitos.

Puede observarse que no existen diferencias significativas entre los resultados con un número mayor a 1317263 nodos. No obstante, teniendo en cuenta el costo computacional que acarrea obtener una solución en estado transitorio, la fase temprana en la que se encuentra la misión actualmente y el contexto normativo sobre el cual reposan este tipo de proyectos, cuyo propósito

es cubrir cualquier tipo de incertidumbre presente en las simulaciones (sección 2.3), se decidió mantener el modelo original con 123743 elementos y 708426 nodos.

7.3. Pre-procesamiento y condiciones de frontera

Para la solución del modelo se estableció un análisis de tipo *Transient Thermal* considerando un paso temporal de $4,8min$ para un periodo de simulación total de $7,85h$. Esto representa el equivalente a 5 órbitas completas. La matriz de factores de visión fue calculada usando el método del hemicubo con una resolución de 10 píxeles. El solver de radiación empleado hace parte del módulo Mechanical-APDL bajo un esquema de solución basado en *Iterative Gauss-Seidel*. El software usa por defecto el flujo de calor como criterio de convergencia, y su valor de comparación varía sobre cada paso temporal.

En relación a las condiciones de frontera, se impusieron flujos de calor sobre cada una de las caras externas del LEOPAR con base en el algoritmo de cálculo de cargas de radiación desarrollado en MATLAB (capítulo 4). Así mismo, se establecieron condiciones de radiación con correlación *surface to surface* sobre cada uno de los elementos externos e internos al satélite cuya visión no es “obstruida” por ningún otro elemento. Para el intercambio de radiación ambiental, se consideró una temperatura de espacio profundo igual a $3K$. Los casos WCH y WCC fueron definidos en función del mismo conjunto de parámetros reportados en la tabla 6-3. Por otra parte, el calor disipado por operaciones electrónicas fue distribuido como una carga de generación volumétrica sobre cada uno de los subsistemas para el caso WCH. Análogamente, este efecto fue despreciado en el caso WCC.

7.4. Resultados

Las figuras 7-4a y 7-4b muestran la distribución térmica del Bus Stack para el caso WCH en los instantes donde el LEOPAR transita sobre las zonas con máxima carga de radiación solar, en los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*. Las soluciones para ambos modos evidencian gradientes de temperaturas relativamente bajos. Mientras que para el modo de *Adquisición* y *Carga de Baterías* el Bus Stack presenta variaciones de temperatura de hasta $25,48^{\circ}C$ y $38,14^{\circ}C$, los paneles solares desarrollan temperaturas de entre $90^{\circ}C$ y 100° sobre los mismos instantes de tiempo (apéndice C). Aunque los resultados sugieren que aquellos subsistemas más cercanos a la base de paneles desplegados, experimentan mayores regímenes de temperatura respecto al resto de la electrónica, considerando la intrincada topología del módulo High Rise - Spacer (parte que conecta los paneles desplegados y el resto del Bus), este elemento conforma una obstrucción por conducción. No obstante, esta condición resulta benéfica para los subsistemas internos del LEOPAR, debido a que el High Rise hace las veces de un aislante contra la radiación incidente sobre los paneles, disminuyendo el flujo de calor entrante hacia el resto del Bus.

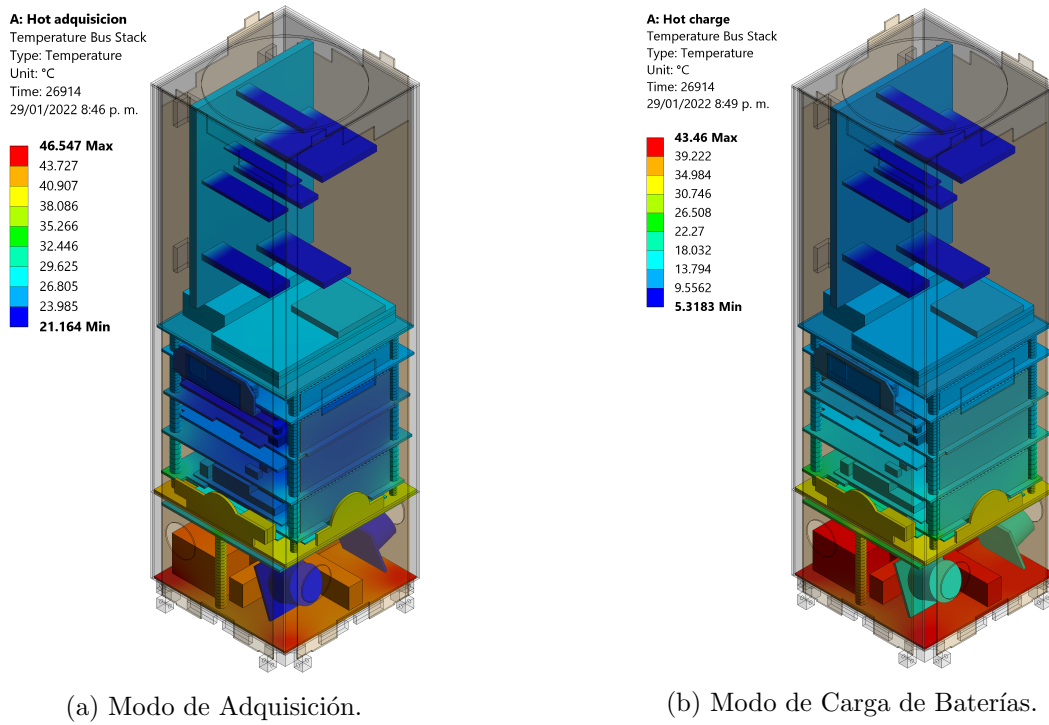


Figura 7-4: Distribución de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WHC.

Los perfiles de temperatura promedio de cada subsistema para el caso WCH pueden apreciarse en las figuras 7-5a y 7-5b. Los picos de temperatura alcanzados por el módulo ADCS en ambos casos son $31,74^{\circ}\text{C}$ y $28,81^{\circ}\text{C}$, respectivamente. Para el modo de *Adquisición*, las curvas de cada subsistema presentan perfiles con magnitudes similares a lo largo de la órbita. Sin embargo, el módulo ADCS en *Carga de Baterías* discrepa considerablemente del resto de la electrónica. Como ya se mencionó, la ubicación del ADCS genera una mayor recepción del calor recolectado por el arreglo de paneles de desplegables.

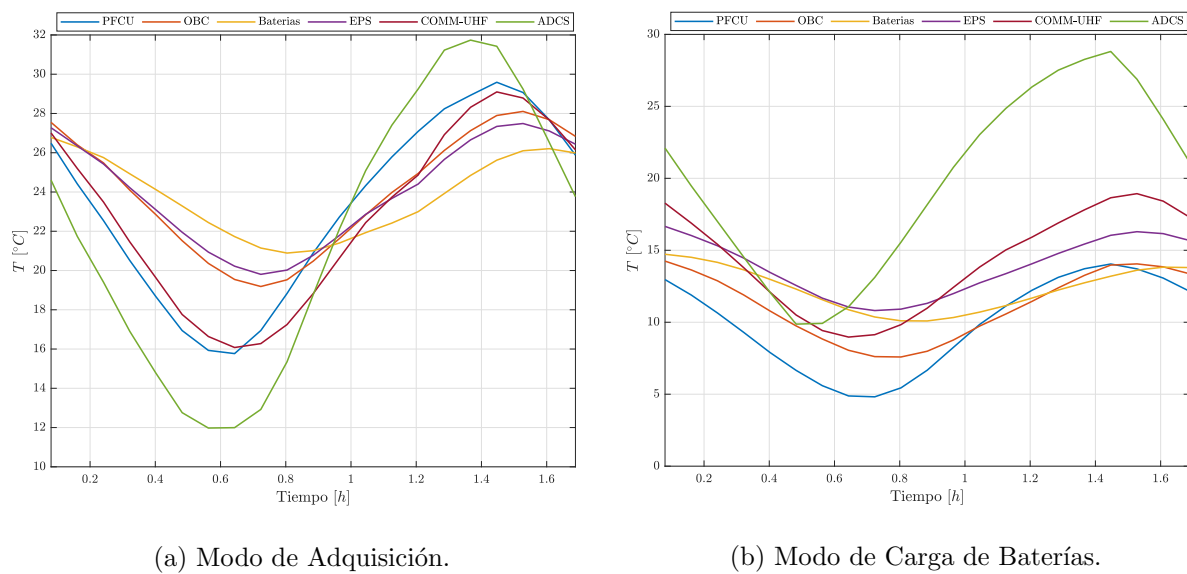


Figura 7-5: Perfiles de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WHC.

Las figuras 7-6a y 7-6b muestran el campo de temperaturas obtenido para el caso WCC, en los instantes de tiempo donde el Bus Stack alcanza un mínimo global de temperatura correspondiente a la fase de eclipse. Para este escenario, nuevamente las condiciones térmicas más críticas se presentan en lugares cercanos a la placa que cubre la parte superior del ADCS para ambos modos de actitud, alcanzando una temperatura mínima promedio de $-10,38^{\circ}\text{C}$ y $-16,09^{\circ}\text{C}$ en *Adquisición* y *Carga de Baterías*. Nótese el efecto de la apertura de la cámara/sensores de horizonte internos al ADCS, los cuales desempeñan temperaturas locales más altas.

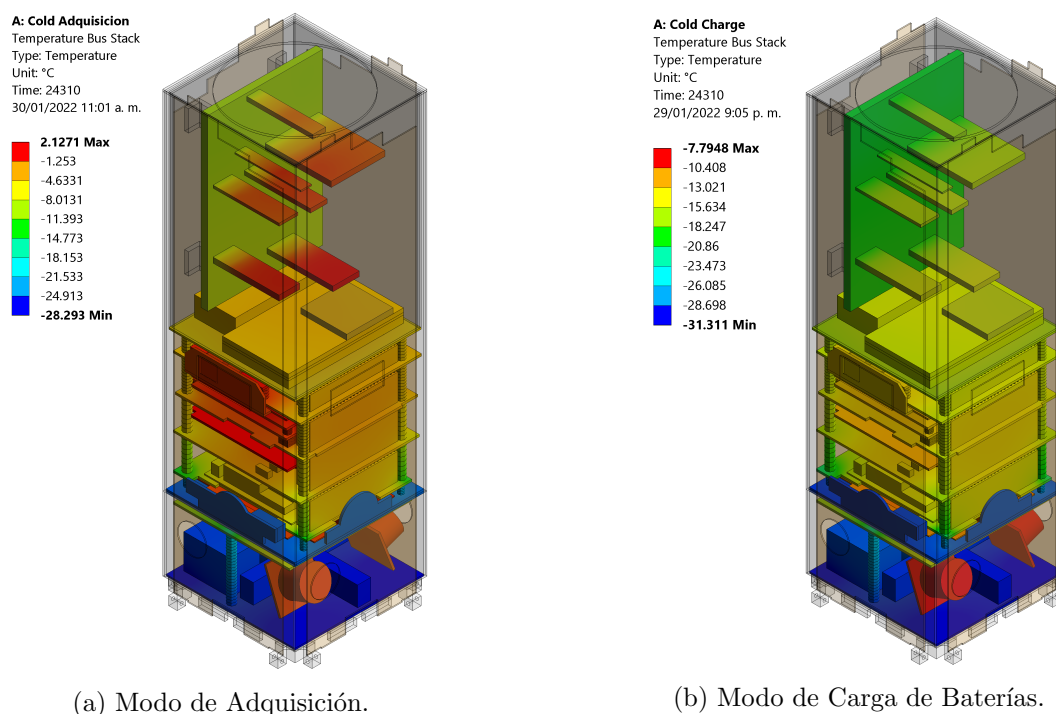


Figura 7-6: Campo de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WCC.

Los perfiles de temperatura promedio desarrollados por cada uno de los subsistemas en WCC, se presentan en las figuras 7-7a y 7-7b. Un aspecto importante, cuyo efecto se puede visualizar inclusive en los resultados obtenidos por los modelos monoparamétrico y multiparámetro, es que para el modo de *Carga de Baterías* los resultados en el Bus Stack (a excepción del ADCS) tienden a presentar regímenes de temperatura menores, respecto a *Adquisición*, tanto para los casos WHC y WCC. Este fenómeno se le puede atribuir al hecho de que en el modo de *Carga de Baterías* la radiación solar incide de forma perpendicular a las celdas solares, lo cual ocasiona que los rayos pasen de forma paralela a la paredes laterales del LEOPAR sin llegar a alcanzarlas. Considerando que la radiación solar es la fuente con el mayor aporte energético sobre el satélite, su ausencia sobre las fronteras del satélite provoca una disminución de temperatura inmediata sobre la mayoría de los elementos internos.

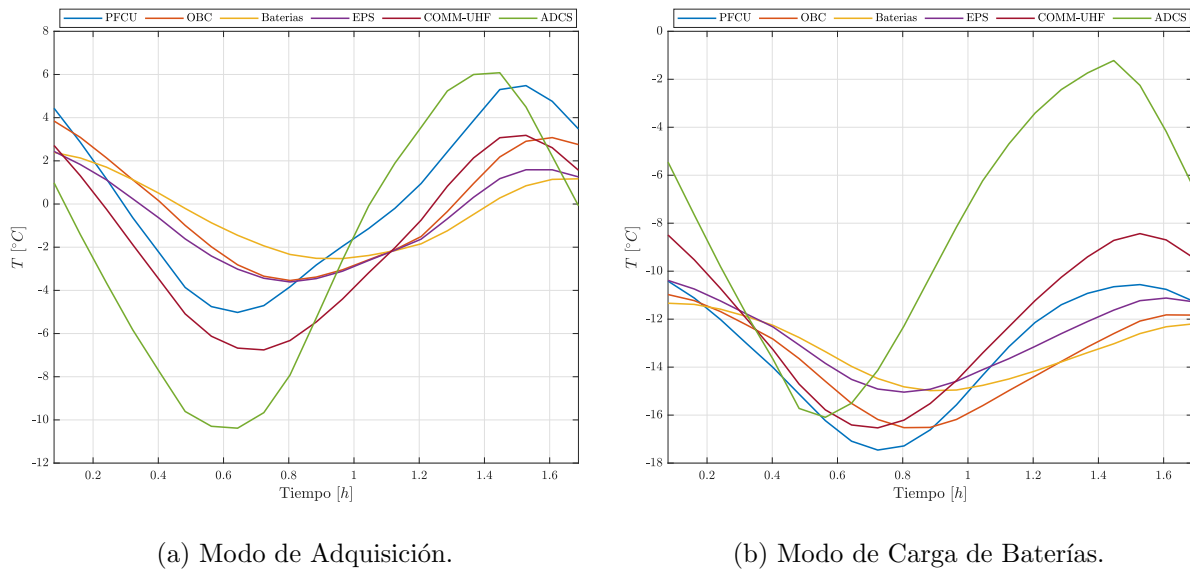


Figura 7-7: Perfiles de temperatura. Modelo en elementos finitos. Caso WCC.

7.5. Determinación de factibilidad

Las figuras 7-8 y 7-9 muestran los rangos de temperatura global obtenidos mediante el modelo multiparámetro (MATLAB) y de elementos finitos (ANSYS), así como el intervalo de operación permisible para cada uno de los subsistemas del LEOPAR (tabla 3-1):

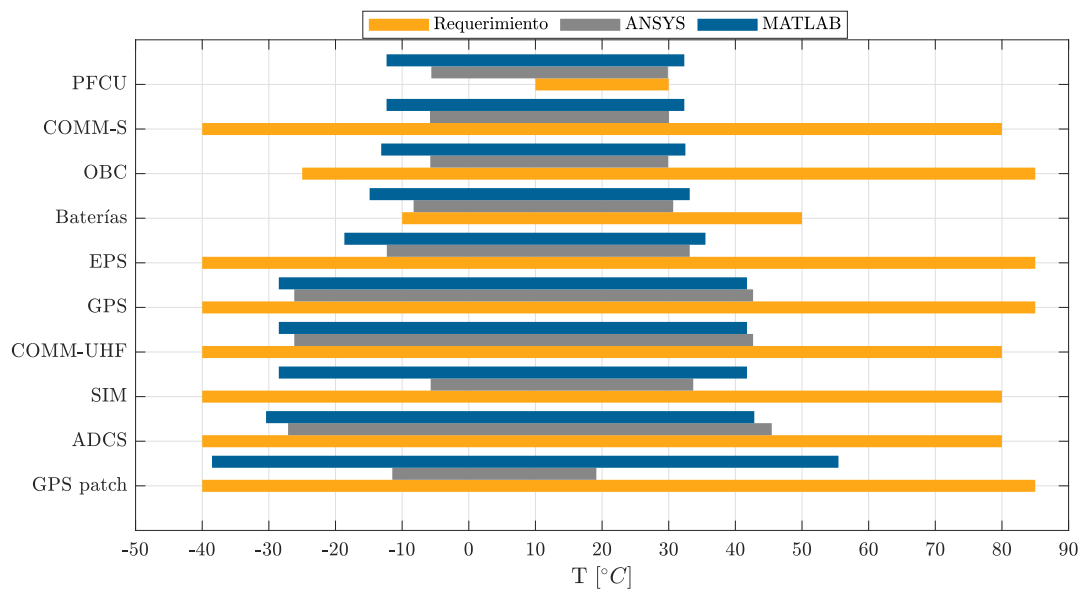


Figura 7-8: Intervalos de operación teóricos y permisibles. Modo de Adquisición.

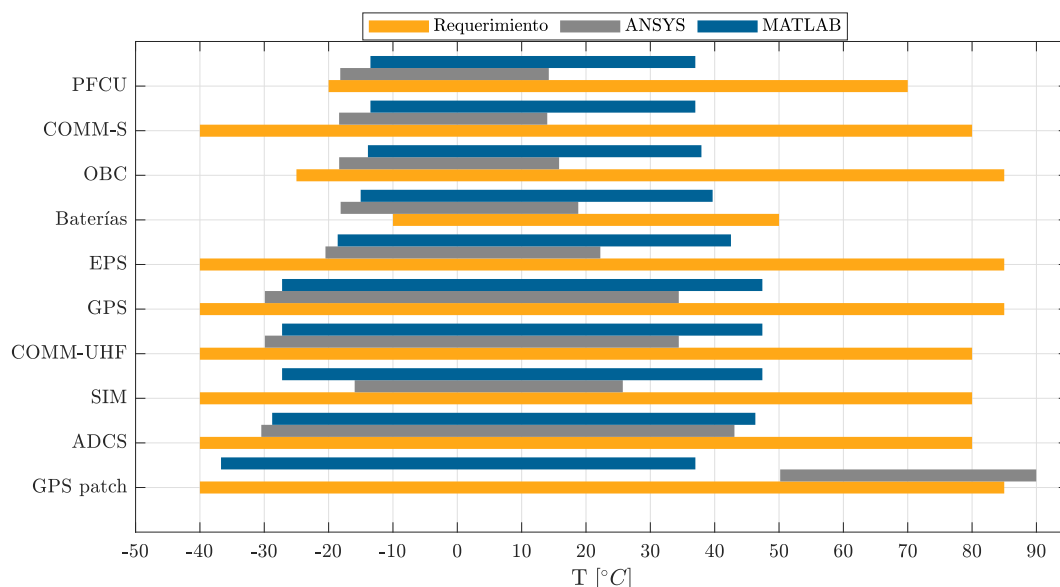


Figura 7-9: Intervalos de operación teóricos y permisibles. Modo de Carga de Baterías.

Los resultados a nivel general, permiten apreciar un mejor grado de consistencia para el modo de *Adquisición* en relación a *Carga de Baterías*. Este fenómeno puede ser explicado debido a la metodología de Cálculo utilizada para la determinación de las conexiones conductivas entre módulos (a través de las barras espaciadoras). Las distancias empleadas entre nodos consideran únicamente la longitud de cada espaciador entre las placas bases de cada elemento. Teniendo en cuenta que el método multiparámetro proporciona un valor de temperatura efectiva promedio para cada subsistema, esta aproximación sobrestima los valores reales de la matriz GL_{ij} debido a que el calor experimenta una oposición adicional para ser transferido desde la base de contacto de los espaciadores hasta el centro de cada módulo. Particularmente para el modo de *Carga de Baterías* (figura 7-9), dada la orientación relativa al Sol, existe un mayor gradiente de temperaturas desde el Bus Stack hasta la base con paneles despleables. Por consiguiente el método multiparámetro estima un mayor transporte de energía hacia el interior del satélite, calentando la mayor parte de la electrónica interna, y enfriando los subsistemas próximos a los paneles (GPS patch). Durante la fase de eclipse en *Carga de Baterías*, y el ciclo completo en *Adquisición*, las cargas de radiación incidentes presentan mayor uniformidad, produciendo picos de temperatura mucho mas acordes a los resultados de ANSYS.

Adicionalmente, los subsistemas con un mayor grado de discrepancia entre ambas metodologías, coinciden con aquellos que no poseen un nodo completamente dedicado en el modelo multiparámetro. El módulo SIM se encuentra concentrado en el mismo nodo que el módulo de COMM-UHF y GPS, mientras que la antena GPS patch comparte nodo con el High Rise (Board Placeholder y Spacer). Por consiguiente, los errores presentados también son atribuibles a una baja resolución espacial de los parámetros concentrados en el modelo generado en MATLAB. Las tablas 7-3 y 7-4 muestran un recopilado de todos los valores de temperatura global por subsistema, así como su requerimiento y margen de operación:

Subsistema	Requerimientos		Modo de <i>Adquisición</i>							
			MATLAB		ANSYS		Margen MATLAB		Margen ANSYS	
	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC
PFCU	10	30	-12.34	32.34	-5.62	29.87	-22.34	-2.34	-15.62	0.13
COMM-S	-40	60	-12.34	32.34	-5.82	30.03	27.66	27.66	34.18	29.97
OBC	-25	85	-13.14	32.5	-5.78	29.91	11.86	52.5	19.22	55.09
Baterías	-10	50	-14.88	33.15	-8.28	30.67	-4.88	16.85	1.72	19.33
EPS	-40	85	-18.67	35.51	-12.3	33.15	21.33	49.49	27.70	51.85
GPS	-40	85	-28.51	41.74	-26.19	42.66	11.49	43.26	13.81	42.34
COMM-UHF	-40	80	-28.51	41.74	-26.19	42.66	11.49	38.26	13.81	37.34
SIM	-40	80	-28.51	41.74	-5.72	33.68	11.49	38.26	34.28	46.32
ADCS	-40	80	-30.42	42.84	-27.12	45.46	9.58	37.16	12.88	34.54
GPS patch	-40	85	-38.53	55.47	-11.48	19.14	1.47	29.53	28.52	65.86

Tabla 7-3: Intervalos y márgenes de operación. Modo de Adquisición.

Subsistema	Requerimientos		Modo de <i>Carga de Baterías</i>							
			MATLAB		ANSYS		Margen MATLAB		Margen ANSYS	
	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC	WCC	WHC
PFCU	-20	70	-13.5	36.99	-18.19	14.22	6.50	33.01	1.81	55.78
COMM-S	-40	60	-13.5	36.99	-18.37	13.98	26.5	23.01	21.63	46.02
OBC	-25	85	-13.89	37.94	-18.36	15.82	11.11	47.06	6.64	69.18
Baterías	-10	50	-15.02	39.68	-18.13	18.8	-5.02	10.32	-8.13	31.2
EPS	-40	85	-18.59	42.53	-20.49	22.23	21.41	42.47	19.51	62.77
GPS	-40	85	-27.23	47.41	-29.9	34.42	12.77	37.59	10.10	50.58
COMM-UHF	-40	80	-27.23	47.41	-29.9	34.42	12.77	32.59	10.10	45.58
SIM	-40	80	-27.23	47.41	-15.95	25.72	12.77	32.59	24.05	54.28
ADCS	-40	80	-28.77	46.32	-30.46	43.07	11.23	33.68	9.54	36.93
GPS patch	-40	85	-36.72	37	50.18	89.97	3.28	48.00	90.18	-4.97

Tabla 7-4: Intervalos y márgenes de operación. Modo de Carga de Baterías.

7.5.1. Análisis de subsistemas en riesgo

En este apartado se realiza una descripción de los subsistemas que presentan una mayor probabilidad de fallo con base en los intervalos de temperatura reportados en la sección anterior. A partir del análisis individual de cada caso se definieron una serie de recomendaciones y/o modificaciones sobre la arquitectura del LEOPAR, con el objetivo de satisfacer los requerimientos térmicos de la misión.

Carga útil (PLD)

En relación al modo de *Adquisición*, el módulo de procesamiento de la carga útil (PFCU) presenta regímenes de temperatura inferiores al límite permisible de 10°C . La figura **7-10b** permite observar la distribución interna de temperatura del PLD sobre la fase más fría de la órbita (eclipse). Los resultados indican temperaturas cercanas a -5°C sobre el módulo PFCU y COMM-S. Por su parte, el arreglo de espejos experimenta un estado térmico ligeramente más elevado con temperaturas de hasta $0,30^{\circ}\text{C}$.

Tanto el modelo multiparámetro como en elementos finitos muestran temperaturas cercanas al límite superior de 30° en WCH (figura **7-10a**). Cabe destacar el grado de importancia que involucra el estado térmico de la cámara durante la captura de imágenes. Mientras que el módulo

PLD posee un rango de temperaturas de supervivencia de entre -20°C y 70°C , este intervalo resulta mucho más restrictivo mientras se realiza la *Adquisición* y procesamiento de imágenes, con un requerimiento de entre 10°C y 30°C . Esta condición crítica de funcionamiento es debida a la necesidad de poseer un alto grado de precisión en la configuración del arreglo de espejos.

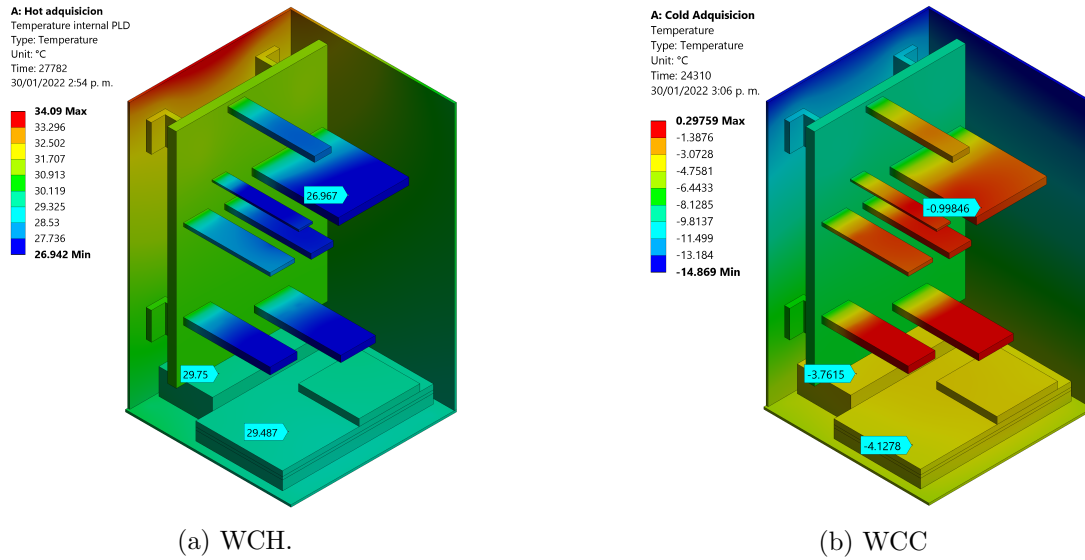


Figura 7-10: Campo de temperaturas módulo PLD. Modo de Adquisición.

La presencia de deformaciones térmicas con un orden de magnitud cercano a las longitudes de onda de muestreo de la cámara, pueden ocasionar problemas de distorsión sobre las imágenes adquiridas. A partir del cálculo iterativo mediante el modelo multiparámetro, se determinó que el módulo PFCU requiere de un sistema de calentamiento con una disipación de potencia de nominal de $6,3\text{W}$ para elevar su temperatura desde $-12,34^{\circ}\text{C}$ hasta $10,28^{\circ}\text{C}$.

Módulo de Baterías

De acuerdo a los resultados, el módulo de Baterías también presenta temperaturas por debajo del límite permisible para ambos modos de actitud, alcanzando temperaturas inferiores a los -10°C en el modo de *Carga de Baterías*. Pese a que los puntos críticos ocurren en regiones cercanas a las conexiones con los espaciadores del Bus Stack (figuras 7-11a y 7-11b), los paquetes de baterías (sin board) siguen experimentando temperaturas de entre -14°C y -12°C .

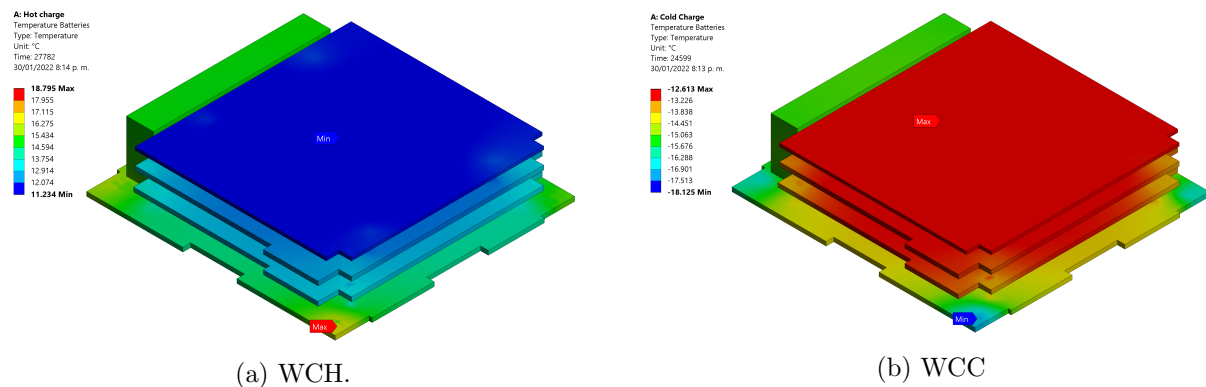


Figura 7-11: Campo de temperaturas módulo de Baterías. Modo de Carga de Baterías.

Considerando que cualquier efecto de disipación eléctrica fue despreciado dentro de ambos modelos, esta condición solo puede ser conseguida si el sistema de calefacción integrado en el módulo de Baterías, se encuentra desactivado o dañado de forma permanente. Utilizando el modelo multiparámetro se determinó que el módulo de Baterías requiere de un sistema de calefacción activo con una potencia nominal de $4,8W$ para elevar su temperatura desde $-15,0^{\circ}C$ a $0,11^{\circ}C$.

Antena GPS patch

La antena GPS patch es el único subsistema del LEOPAR que experimenta temperaturas por encima del límite superior de acuerdo a las simulaciones en elementos finitos. El GPS patch desarrolla temperaturas de hasta $89,83^{\circ}C$, sobrepasando en aproximadamente $5^{\circ}C$ el requerimiento de $85^{\circ}C$. Las simulaciones permiten apreciar la formación de un halo térmico alrededor de la antena GPS. Teniendo en cuenta la baja conductividad de la placa base sobre la cual se posiciona el GPS patch (Board Placeholder), el calor presenta una alta dificultad para transportarse hacia las zonas exteriores. Una posible alternativa podría ser la modificación de las propiedades ópticas de la antena. El modelo actual supone un acabado superficial de aluminio pulido con una razón $\alpha_s/\varepsilon_{IR} = 3$. Los perfiles de temperatura del GPS patch pueden verse reducidos si se selecciona un recubrimiento con una menor absorptividad solar α_s y una mayor emisividad infrarroja ε_{IR} .

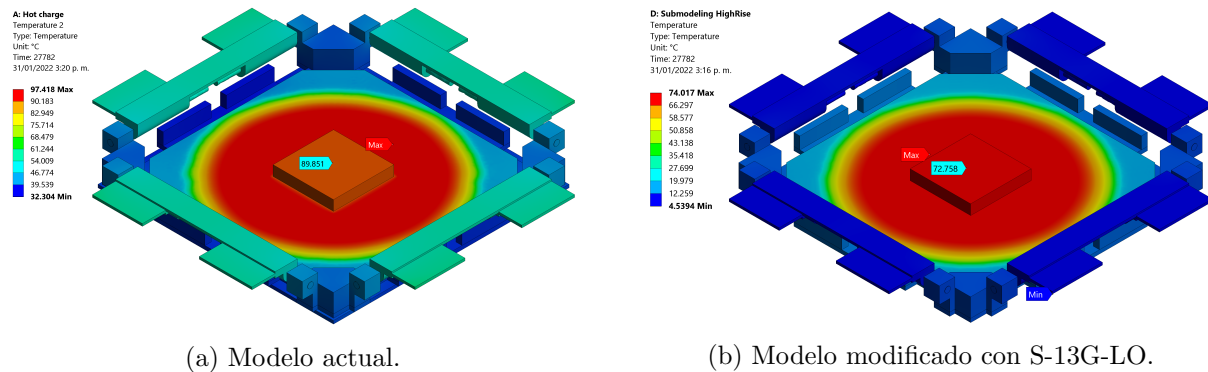


Figura 7-12: Campo de temperaturas módulo GPS patch. Modo de Carga de Baterías.

No obstante, debido al grado de incertidumbre sobre la elección de propiedades y característica de funcionamiento del GPS, se optó por evitar modificaciones que pudieran llegar a afectar su comunicación con la estación terrena. Otra alternativa que podría ayudar a evacuar el calor remanente dentro de la antena, es la disminución de la temperatura de la placa base. Una menor temperatura sobre la Board Placeholder generaría un mayor gradiente de temperatura respecto al GPS patch, permitiendo disipar gran parte de su energía hacia el resto del High Rise. Para ello, un recubrimiento candidato es la pintura de silicona blanca S-13G-LO con un espesor de $10mil$ [Gilmore, 2003]. Sus propiedades ópticas, incluso después de 5 años en órbita, son $\alpha_s = 0,47$ y $\varepsilon_{IR} = 0,88$ para una relación $\alpha_s/\varepsilon_{IR} = 0,53$. Un menor valor de α_s significa una menor absorción de radiación solar y albedo, y un mayor valor de ε_{IR} , incrementa la absorción y emisión de radiación en el espectro infrarrojo. Las figuras 7-12a y 7-12b muestran una comparativa entre la distribución térmica del modelo actual y el modificado con el recubrimiento de pintura S-13G-LO. Los resultados evidencian una disminución de $17^{\circ}C$ en la temperatura del GPS patch, alcanzando un máximo de $72,73^{\circ}C$. Con esta modificación, se consigue satisfacer por completo los requerimientos de misión.

Capítulo 8

Conclusiones y trabajos futuros

8.1. Conclusiones

El objetivo de este documento es la determinación del grado de factibilidad térmica de la misión LEOPAR, bajo las extremas condiciones de radiación en el espacio y condiciones de operación. Con base en una revisión de la información suministrada por el fabricante y de la literatura actual disponible para misiones satelitales similares, se obtuvo un conjunto de propiedades termodinámicas que permitieron definir por completo las condiciones físicas del satélite actual. Siguiendo a esto, fue necesario definir los elementos orbitales que describen la trayectoria de operación, así como los modos de actitud del satélite en órbita.

Para la descripción de las condiciones térmicas del satélite, se desarrolló un algoritmo de cómputo que permite determinar el dominio de integración y resolver las ecuaciones fundamentales que describen la absorción de radiación solar, infrarroja terrestre y de albedo, sobre cada una de las superficies del LEOPAR. La validación del modelo consideró dos configuraciones del satélite: paneles desplegados y no desplegados. Aunque la metodología empleada no toma en consideración el efecto de sombra y reflexión de las cargas de radiación incidentes sobre los paneles desplegables, los resultados evidencian que el algoritmo posee un alto nivel de consistencia respecto a las simulaciones desarrolladas en el software comercial SYSTEMA/THERMICA para geometrías cuyas superficies no interfieren sobre la semiesfera de visión de ninguna otra (paneles no desplegados). Para la configuración con paneles desplegados, la desviación porcentual máxima en la energía absorbida por órbita fue de tan solo 3,67 % y 5,82 % en los modos de *Adquisición* y *Carga de Baterías*, respectivamente. Los resultados a nivel general demuestran el grado de versatilidad del método, pese al número de simplificaciones implicadas.

Con base en el algoritmo de cálculo de cargas de radiación, y con el objetivo de realizar una primera estimación del perfil de temperaturas de la misión, se desarrolló un modelo que considera al satélite como un sistema concentrado e isotérmico, representado por un solo parámetro, con una masa y capacidad calorífica efectiva. Para la solución de la ecuación de balance de energía se estudiaron dos esquemas de solución: temperatura de sumidero y temperatura de estado cíclico. Los análisis muestran que el enfoque de temperatura de sumidero sobrestima en ambas direcciones los valores máximos y mínimos de temperatura, en relación al esquema de solución cíclica. Este efecto puede ser fácilmente explicado debido el esquema de temperatura de sumidero desprecia el término inercial de la ecuación, aumentando la amplitud de la respuesta en el perfil de temperatura. Adicional a esto, se realizó un análisis de sensibilidad con el fin de cubrir posibles modificaciones sobre la capacidad calorífica efectiva de todo el sistema y la altura de órbita. Las simulaciones muestran que la respuesta térmica del satélite puede llegar a presentar

cambios de hasta $7,75^{\circ}\text{C}$ con variaciones del 20% en la capacidad calorífica, y de $5,83^{\circ}\text{C}$ con cambios en aproximadamente el 300% en la altura de órbita, respectivamente. La magnitud de las fluctuaciones obtenidas sugiere una baja relación funcional de las condiciones térmicas del LEOPAR a respecto a la capacidad calorífica del satélite y altura de vuelo.

Aunque, el modelo de un solo parámetro provee información relevante de la operación térmica del LEOPAR, la baja resolución espacial de esta metodología imposibilita la determinación de la factibilidad para cada subsistema. Por ello, fue necesario levantar un modelo multiparámetro de mayor complejidad que permitiera capturar la distribución térmica interna del satélite. El modelo mejorado contiene una total de 39 nodos y se incluyó el efecto de disipación eléctrica dentro de los escenarios de operación más críticos definidos como WHC y WCC. Los resultados muestran que aquellos subsistemas cuya distancia relativa al arreglo de paneles desplegables es menor (COMM-UHF y ADCS), presentan las condiciones térmicas más severas en WHC y WCC. Este fenómeno se le atribuye al hecho de gran parte del calor recolectado y emitido durante las fases de luz solar y eclipse, logra fluir hacia y desde el arreglo de paneles con mayor velocidad, afectando las regiones más cercanas a la cara -Z.

Para efectos de realizar un estudio de consistencia entre el método de un solo parámetro y el multiparámetro, se ponderaron las 38 curvas de solución del modelo multiparámetro (excluyendo el nodo del espacio profundo) con base en la masa de cada componente, de tal forma que los resultados fueran comparables. El estudio mostró que ambos métodos presentan una diferencia máxima de $8,17^{\circ}\text{C}$ en WHC y $6,88^{\circ}\text{C}$ en WCC. Se verificó numéricamente que conforme la matriz de conductancias $GL_{ij} \rightarrow \infty$, el LEOPAR desarrolla perfiles de temperatura más uniformes y la solución del modelo multiparámetro converge hacia la de un solo parámetro. Teniendo en cuenta el grado de complejidad que acarrea el levantamiento del modelo multiparámetro, desde el cálculo de la matriz de conductancias y factores de visión, hasta la misma linealización e inversión del sistema de ecuaciones, el modelo de un solo parámetro constituye una alternativa de baja fidelidad, que permite integrar de forma sencilla, información relacionada a la geometría (solo la externa), trayectoria y propiedades termo-ópticas del satélite. Dada la considerable variabilidad de las condiciones en el espacio, esta metodología provee una primera estimación útil de las condiciones térmicas a las cuales podría verse sometida cualquier misión.

Nuevamente, con la finalidad de elevar el nivel de precisión en los resultados del campo de temperaturas del satélite, se desarrolló un modelo térmico avanzando, basado en elementos finitos. Para ello fue necesario realizar un proceso de verificación y simplificación del modelo CAD proporcionado por la compañía. Las condiciones de borde para las caras externas fueron impuestas a partir de los resultados obtenidos por el algoritmo de cálculo de cargas de radiación en MATLAB y las simulaciones fueron confrontadas con los intervalos de temperatura obtenidos en el modelo multiparámetro. Los resultados muestran un buen grado de concordancia, teniendo en cuenta el número de nodos empleados en el método multiparámetro (39 nodos) y elementos finitos (7087426 nodos). Sin embargo, para el caso WHC en *Carga de Baterías* los máximos de temperatura estimados por ambos métodos muestran mayores discrepancias. Los análisis sugieren que el método multiparámetro sobrestima a nivel general las conexiones por conducción calculadas entre subsistemas, promoviendo la entrada de calor para la orientación con un mayor gradiente de temperatura global: *Carga de Baterías*. Los módulos SIM y GPS patch, cuyas desviaciones presentan los valores más altos, coinciden con aquellos elementos que no cuenta con un nodo completamente dedicado. Por consiguiente, aunque el método multiparámetro provee una estimación adecuada de los perfiles de temperatura internos al satélite, es importante lograr una resolución nodal lo suficientemente buena, en donde cada los subsistemas que requiere un análisis individual de factibilidad, posea al menos un solo nodo que lo represente.

El análisis de factibilidad de cada subsistema mostró que los subsistemas PFCU y Baterías experimentan regímenes de temperatura inferiores a los permisibles en WCC. A partir del cálculo iterativo en el modelo multiparámetro de MATLAB, fue posible determinar el requerimiento de disipación de potencia nominal en ambos subsistemas, para levantar su temperatura mínima actual por encima del límite térmico permisible. Por otra parte, el GPS patch presentó un desfase de aproximadamente 5°C por encima del requerimiento máximo de 85°C . La selección de un recubrimiento de pintura S-13G-LO sobre la placa base del GPS patch indujo una reducción de 17°C en su temperatura de operación máxima. La implementación de estas modificaciones permite que la arquitectura completa del LEOPAR satisfaga los requerimientos de operación térmica de la misión.

8.2. Trabajos futuros

A partir de la realización de este trabajo, pueden desprenderse diversas investigaciones que apunten al fortalecimiento de la capacidad técnico-científica del país. El algoritmo de cómputo de cargas de radiación externas puede ser fácilmente modificado, con el objetivo de incluir el cálculo de las fuerzas generadas por el efecto de la presión de radiación (irradiación y emisión). Problemas de navegación de precisión en misiones espaciales requieren de un análisis detallado del efecto de pequeñas fuerzas sobre la trayectoria y orientación de la nave espacial. Adicionalmente, podría incluirse el efecto latitudinal y longitudinal del factor de albedo sobre la superficie terrestre, así como la distribución de intensidad espectral de los rayos solares, en la integración de las ecuaciones de radiación. Esto permitiría obtener un modelo radiométrico de la energía absorbida por la carga útil para diferentes regiones del espectro electromagnético y distintas orientaciones de muestreo.

Las metodologías de cálculo implementadas para el cálculo de factores de visión podrían sustituirse por aproximaciones más sofisticadas y eficientes mediante el método Montecarlo de trazado de rayos. Eso permitiría realizar modificaciones y refinamientos del dominio de cómputo sin incurrir en cálculos laboriosos mediante las soluciones analíticas disponibles en la literatura.

En relación al modelo en elementos finitos, el módulo PLD, cuyo desempeño térmico conforma un factor clave sobre su operación, debe pasar por un proceso de refinamiento y estudio a detalle del campo de deformaciones térmicas que experimentan el arreglo de espejos, y cuál es su grado de afectación sobre el proceso de captura de imágenes. La presencia de altos gradientes de deformación podría generar la fractura de los elementos ópticos. Además, dada la condición cíclica de las cargas de radiación externas, existe un fenómeno de fatiga térmica que podría comprometer el tiempo de vida útil de todo el satélite a largo plazo.

La normativa asociada al proyecto muestra la importancia del proceso de validación experimental de todo el Bus satelital. Por ende, desde una perspectiva térmica, el desarrollo de una cámara de termo-vacío, conforma una tarea imprescindible si se quiere alcanzar un cierto grado de independencia tecnológica en el país. Contar con un módulo que permita la realización de ciclos de vacío y balance térmico permitiría refinar los modelos térmicos generados y reducir la incertidumbre inherente en los resultados. A largo plazo, esto también acarrearía una reducción considerable en los costos de la misión.

Apéndice A

Limites de integración para el calculo de los flujos de radiación orbitales

A.1. Introducción

Con el objetivo de integrar las expresiones 4-11, 4-19 y 4-26 para el calculo del flujo de calor por radiación infrarroja $\dot{Q}_e$ y de albedo $\dot{Q}_a$, las regiones de integración:

- $\mathcal{S}_e = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_2$
- $\mathcal{S}_a = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_2 \cap \mathcal{S}_3$

Son determinadas a partir de la deducción de las ecuaciones que limitan los subdominios $\mathcal{S}_1$, $\mathcal{S}_2$ y $\mathcal{S}_3$, y de la descripción del algoritmo de calculo y método de intersección entre cada subdominio.

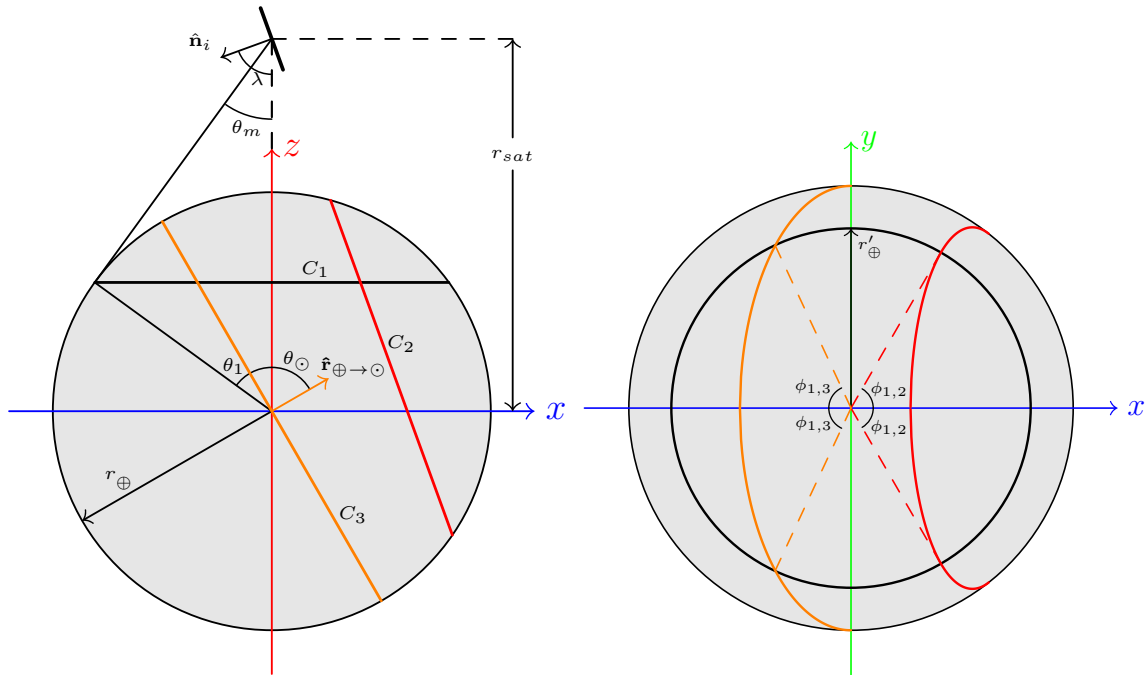


Figura A-1: Vista frontal y superior del arreglo placa-planeta

A.2. Cálculo de límites de integración

A.2.1. Campo de visión del satélite

El campo de visión del satélite está definido por el cono subtendido desde la superficie i -ésima que es tangente a la superficie terrestre. Su intersección; la curva C_1 , conforma una circunferencia de radio $r'_\oplus = r_\oplus \sin \theta_1$ centrada sobre el plano $Z = r_\oplus \cos \theta_1$. En su forma paramétrica, $\mathbf{C}_1$ puede ser expresado como:

$$\mathbf{C}_1(\phi) = r'_\oplus [\cos \phi \hat{\mathbf{u}}_1 + \sin \phi \hat{\mathbf{u}}_2 + \cot \theta_1 \hat{\mathbf{u}}_3] \quad (\text{A-1})$$

Donde los ángulos θ_m y θ_1 son definidos como:

$$\theta_m = \arcsin(1/H) \quad (\text{A-2})$$

$$\theta_1 = \arccos(1/H) \quad (\text{A-3})$$

Con $H = r_{sat}/r_\oplus$.

A.2.2. Plano de superficie de la placa

La ecuación del plano de la superficie del satélite puede ser definida por el vector unitario $\hat{\mathbf{n}}_i$ y el punto $(0, 0, r_{sat})$, como

$$0 = -\sin \lambda (x - 0) + 0(y - 0) - \cos \lambda (z - r_{sat}) \quad (\text{A-4})$$

$$z = -x \tan \lambda + r_{sat} \quad (\text{A-5})$$

Luego la ecuación que describe la superficie terrestre es

$$x^2 + y^2 + z^2 = r_\oplus^2 \quad (\text{A-6})$$

Sustituyendo A-5 en A-6

$$\begin{aligned} x^2 + y^2 + (r_{sat} - x \tan \lambda)^2 &= r_\oplus^2 \\ (1 + \tan^2 \lambda)x^2 - (2r_{sat} \tan \lambda)x + y^2 &= r_\oplus^2 - r_{sat}^2 \end{aligned} \quad (\text{A-7})$$

Cambiando a coordenadas esféricas, $x = r_\oplus \sin \theta_2 \cos \phi$, $y = r_\oplus \sin \theta_2 \sin \phi$ y $z = r_\oplus \cos \theta_2$

$$\begin{aligned} (1 + \tan^2 \lambda)(r_\oplus \sin \theta_2 \cos \phi)^2 - (2r_{sat} \tan \lambda)(r_\oplus \sin \theta_2 \cos \phi) + (r_\oplus \sin \theta_2 \sin \phi)^2 &= r_\oplus^2 - r_{sat}^2 \\ [\cos^2 \phi (1 + \tan^2 \phi) + \sin^2 \phi] \sin^2 \theta_2 - [2H \tan \lambda \cos \phi] \sin \theta_2 + (H^2 - 1) &= 0 \end{aligned}$$

Resolviendo para el $\sin \theta_2$ usando la fórmula cuadrática

$$\sin \theta_2 = \frac{-[-2H \tan \lambda \cos \phi] \pm \sqrt{[-2H \tan \lambda \cos \phi]^2 - 4[\cos^2 \phi (1 + \tan^2 \phi) + \sin^2 \phi][H^2 - 1]}}{2[\cos^2 \phi (1 + \tan^2 \phi) + \sin^2 \phi]}$$

Simplificando y despejando para la primera solución de θ_2

$$\theta_2(\phi) = \arcsin \left[\frac{H \tan \lambda \cos \phi + \sqrt{\cos^2 \phi \tan^2 \phi + 1 - H^2}}{\cos^2 \phi (1 + \tan^2 \phi) + \sin^2 \phi} \right] \quad (\text{A-8})$$

Finalmente, ϕ_2 puede ser obtenido a partir de la intersección de la curva obtenida en A-7 y el cilindro $x^2 + y^2 = (r'_\oplus)^2$ que pasa por la curva paramétrica $\mathbf{C}_1(\phi)$.

$$x = \frac{r_{sat} - r_{\oplus} \cos \theta_1}{\tan \lambda} \quad (\text{A-9})$$

Cambiando a coordenadas esféricas, $x = r_{\oplus} \sin \theta_1 \cos \phi_{1,2}$:

$$\boxed{\phi_{1,2} = \arccos \left(\frac{H - \cos \theta_1}{\tan \lambda \sin \theta_1} \right)} \quad (\text{A-10})$$

A.2.3. El plano terminador

Por efectos de la deducción de los ángulos θ_3 y $\phi_{1,3}$, se asumió que el vector solar $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$ se encuentra en el plano XZ ($\phi_{\odot} = 0$). Esto, debido a que resulta mas sencillo corregir posteriormente los valores de θ_3 y $\phi_{1,3}$ para incluir el efecto del ángulo polar $\phi_{\odot}$ que describe a $\hat{\mathbf{r}}_{\oplus \rightarrow \odot}$. La ecuación de la curva de intersección entre el plano terminador:

$$Z = x \tan \theta_{\odot} \quad (\text{A-11})$$

Y la superficie terrestre (ecuación A-6), es calculada como:

$$x^2(1 + \tan^2 \theta_{\odot}) + y^2 = r_{\oplus}^2 \quad (\text{A-12})$$

Cambiando al sistema de coordenadas esféricas, con $x = r_{\oplus} \sin \theta_3 \cos \phi$ y $y = r_{\oplus} \sin \theta_3 \sin \theta$, se obtiene:

$$\begin{aligned} (r_{\oplus} \sin \theta_3 \cos \phi)^2(1 + \tan^2 \theta_{\odot}) + (r_{\oplus} \sin \theta_3 \sin \theta)^2 &= r_{\oplus}^2 \\ \sin^2 \theta_3 (\cos^2 \phi + \cos^2 \phi \tan^2 \theta_{\odot} + \sin^2 \phi) &= 1 \end{aligned}$$

Solucionando para θ_3

$$\theta_3(\phi) = \arcsin \left(\sqrt{\cos^2 \phi \tan^2 \theta_{\odot} + 1} \right) \quad (\text{A-13})$$

Y corrigiendo el valor de ϕ , con el objetivo de incluir el efecto de $\phi_{\odot}$ en el calculo de θ_3 .

$$\boxed{\theta_3(\phi) = \arcsin \left(\sqrt{\cos^2 (\phi - \phi_s - \pi) \tan^2 \theta_{\odot} + 1} \right)} \quad (\text{A-14})$$

Por otra parte, $\phi_{1,3}$ puede ser calculado a partir de la intersección entre el cilindro $x^2 + y^2 = (r'_{\oplus})^2$ y la elipse A-12.

$$x^2(1 + \tan^2 \theta_{\odot}) + (r'_{\oplus})^2 - x^2 = r_{\oplus}^2 \quad (\text{A-15})$$

$$x^2 \tan^2 \theta_{\odot} = r_{\oplus}^2 (1 - \sin^2 \theta_1) \quad (\text{A-16})$$

$$x = r_{\oplus} \cot \theta_{\odot} \cos \theta_1 \quad (\text{A-17})$$

Cambiando a coordenadas esféricas, con $x = r_{\oplus} \sin \theta_1 \cos \phi_{1,3}$, se obtiene:

$$r_{\oplus} \sin \theta_1 \cos \phi_{1,3} = r_{\oplus} \cot \theta_{\odot} \cos \theta_1 \quad (\text{A-18})$$

Y resolviendo para $\phi_{1,3}$:

$$\boxed{\phi_{1,3} = \arccos (\cot \theta_{\odot} \cot \theta_1)} \quad (\text{A-19})$$

Los valores de $\phi_{1,3}$ son corregidos para $\phi_{\odot}$ en la definición per se de los limites de integración.

A.3. Algoritmo de calculo y método de integración

Debido a la relativa complejidad que conlleva determinar una sola función que defina los límites de integración para $\dot{Q}_e$ (ecuación 4-19) y $\dot{Q}_a$ (ecuación 4-26), en cualquiera de las configuraciones que involucren distintas orientaciones de la placa (λ) y del vector solar ($\phi_\odot, \theta_\odot$), se desarrolló un algoritmo que discrimina cada uno de los casos característicos del problema, que permite describir los límites de integración en función de las variables $\theta_1, \theta_2, \theta_3, \phi_{1,2}$ y $\phi_{1,3}$, para cada caso. Cabe resaltar que, aunque el ángulo polar ϕ solo puede tomar valores entre 0 y 2π , algunos de los límites descritos a continuación toman valores negativos para efectos de simplificar la descripción. A nivel computacional, resulta sencillo tratar este problema empleando la función **angdiff** de MATLAB, que devuelve la diferencia mínima entre dos ángulos, con valores entre $-\pi$ y π .

A.3.1. Región de integración para radiación infrarroja

La región de superficie terrestre interna a la curva $\mathbf{C}_1$, que es “vista” por la placa, puede ser determinada como:

- Si $0 < \lambda \leq \pi/2 - \theta_m$, entonces la placa “ve” la sección esférica máxima de la tierra, y por consiguiente $\mathcal{S}_e = \mathcal{S}_1$, es decir:

$$\mathcal{S}_e = \{(\phi, \theta) \mid 0 \leq \phi \leq 2\pi, 0 \leq \theta \leq \theta_1\} \quad (\text{A-20})$$

- Si $\pi/2 - \theta_m < \lambda \leq \pi/2$, el plano de superficie de la placa interseca la superficie terrestre, y la sección de superficie de $\mathcal{S}_1$ que “ve” la placa es reducida, tal que la sección “vista” es mayor a la sección “no vista” respecto a la máxima posible, entonces:

$$\mathcal{S}_e = \{(\phi, \theta) \mid -\phi_{1,2} \leq \phi \leq \phi_{1,2}, 0 \leq \theta \leq \theta_2\} \cup \{(\phi, \theta) \mid \phi_{1,2} \leq \phi \leq 2\pi - \phi_{1,2}, 0 \leq \theta \leq \theta_1\} \quad (\text{A-21})$$

- Si $\pi/2 < \lambda \leq \pi/2 + \theta_m$, nuevamente el plano de superficie de la placa interseca la superficie terrestre, sin embargo, para este caso la sección “vista” por la placa es menor a la sección “no vista”, y por consiguiente:

$$\mathcal{S}_e = \{(\phi, \theta) \mid \phi_{1,2} \leq \phi \leq 2\pi - \phi_{1,2}, \theta_2 \leq \theta \leq \theta_1\} \quad (\text{A-22})$$

- Si $\pi/2 + \theta_m < \lambda \leq \pi$, la placa no “ve” ninguna sección de superficie terrestre, entonces:

$$\mathcal{S}_e = \emptyset \quad (\text{A-23})$$

A.3.2. Región de integración para radiación de albedo

A partir de la definición de $\mathcal{S}_a = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_2 \cap \mathcal{S}_3$, este también puede ser expresado como $\mathcal{S}_a = \mathcal{S}_e \cap \mathcal{S}_a^*$, donde $\mathcal{S}_a^* = \mathcal{S}_1 \cap \mathcal{S}_3$ es la región de superficie terrestre interna de la curva $\mathbf{C}_1$ que es iluminada por los rayos solares. En este punto, es claro que solo es necesario determinar $\mathcal{S}_a^*$ para obtener $\mathcal{S}_a$. La región $\mathcal{S}_a^*$ es calculada como:

- Si $0 < \theta_\odot \leq \pi/2 - \theta_1$, la región $\mathcal{S}_1$ iluminada por el sol completamente, y por lo tanto $\mathcal{S}_a^* = \mathcal{S}_1$, es decir:

$$\mathcal{S}_a^* = \{(\phi, \theta) \mid 0 \leq \phi \leq 2\pi, 0 \leq \theta \leq \theta_1\} \quad (\text{A-24})$$

- Si $\pi/2 - \theta_1 < \theta_\odot \leq \pi/2$, el plano terminador interseca la región $\mathcal{S}_1$, tal que la zona iluminada es mayor a la región oscura de $\mathcal{S}_1$, entonces:

$$\begin{aligned} \mathcal{S}_a^* = \{(\phi, \theta) \mid (\phi_\odot - \pi + \phi_{1,3}) \leq \phi \leq (\phi_\odot + \pi - \phi_{1,3}), 0 \leq \theta \leq \theta_1\} \\ \cup \{(\phi, \theta) \mid (\phi_\odot + \pi - \phi_{1,3}) \leq \phi \leq (\phi_\odot + \pi - \phi_{1,3}), 0 \leq \theta \leq \theta_3\} \end{aligned} \quad (\text{A-25})$$

- Si $\pi/2 < \theta_\odot \leq \pi/2 + \theta_1$, el plano terminador de nuevo interseca la región $\mathcal{S}_1$, sin embargo, para este caso la zona iluminada es menor a la región oscura de $\mathcal{S}_1$, por consiguiente:

$$\mathcal{S}_a^* = \{(\phi, \theta) \mid (\phi_\odot - \pi + \phi_{1,3}) \leq \phi \leq (\phi_s + \pi - \phi_{1,3}), \theta_3 \leq \theta \leq \theta_1\} \quad (\text{A-26})$$

- Si $\pi/2 + \theta_1 < \theta_\odot \leq \pi$, la región esférica $\mathcal{S}_1$ se encuentra completamente oscurecidas, en consecuencia:

$$\mathcal{S}_a^* = \emptyset \quad (\text{A-27})$$

A.3.3. Método de integración

Dado que hasta el momento no existe una solución analítica para el calculo del factor de visión por albedo $F_{a,i}$ (ecuación 4-27), se empleó un método de integración numérica basado en la doble suma de Riemann con nodos centrados en las celdas para la determinación de este parámetro. Cabe señalar que aunque [Thornton, 1996] ofrece un algoritmo sencillo para el calculo de $F_{e,i}$ (ecuación 4-20), el método de la doble suma de Riemann es perfectamente aplicable en cualquier caso.

El método de calculo de $F_{a,i}$ consiste en aproximar el valor de la integral 4-27 mediante una serie de sumas finitas sobre la región de superficie terrestre contenida en $\mathbb{S}_a$

$$F_{a,i} \approx \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N \mathcal{F}(\phi_m, \theta_n) \Delta\theta \Delta\phi \quad (\text{A-28})$$

En cuanto al algoritmo desarrollado en MATLAB, este consiste de dos funciones que generan el conjunto de puntos $(\phi_m, \theta_n)_e \subseteq \mathcal{S}_e$ y $(\phi_m, \theta_n)_a^* \subseteq \mathcal{S}_a^*$, y una tercera función que: determina la intersección entre ambos subconjuntos $(\phi_m, \theta_n)_a \subseteq \mathcal{S}_a$ y suma sobre cada uno de ellos, para finalmente calcular el valor de $F_{a,i}$.

Apéndice B

Ecuaciones para el calculo de factores de visión

B.1. Factor de visión para radiación terrestre

La figura **B-1** muestra el esquema geométrico placa-planeta que permite describir cada uno de los casos que conforman la solución.

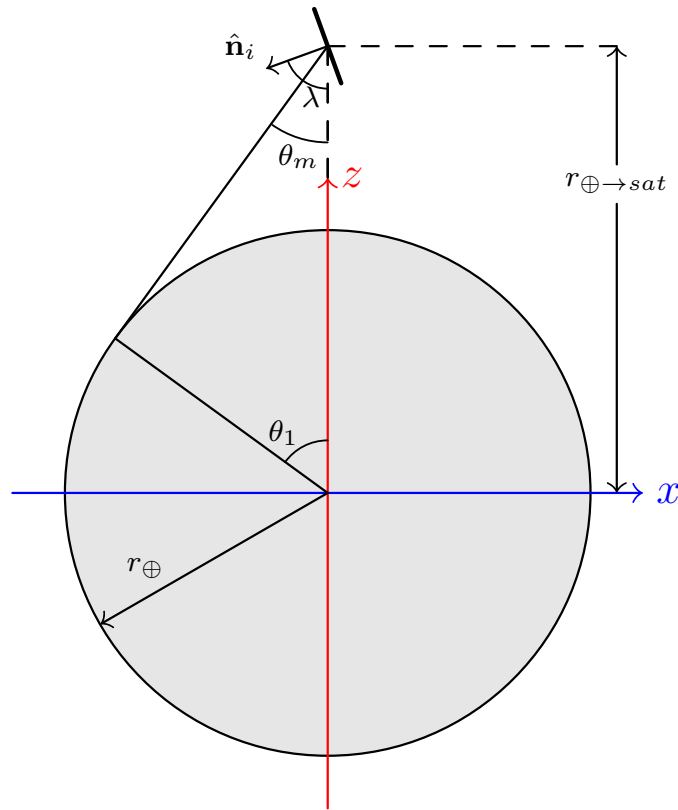


Figura B-1: Geometría para el calculo del factor de visión por radiación terrestre.

- Si $\lambda < \pi/2 - \theta_m$, la placa “ve” la superficie máxima posible $\mathcal{S}_1$.

$$F_{e,i} = \frac{\cos \lambda}{H^2} \quad (\text{B-1})$$

- Si $\pi/2 - \theta_m < \lambda < \pi/2 + \theta_m$, la placa “ve” solamente una parte de $\mathcal{S}_1$.

$$F_{e,i} = \frac{2}{\pi} \left[\frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \arcsin \left[\frac{(H^2 - 1)^{1/2}}{H \sin \lambda} \right] \right] + \frac{1}{2H^2} \left\{ \cos \lambda \arccos \left[-(H^2 - 1)^{1/2} \cot \lambda \right] - (H^2 - 1)^{1/2} [1 - H^2 \cos^2 \lambda]^{1/2} \right\} \quad (\text{B-2})$$

- Si $\lambda > \pi/2 + \theta_m$, la placa no “ve” la tierra.

$$F_{e,i} = 0 \quad (\text{B-3})$$

B.2. Factor de visión entre placas perpendiculares

La figura **B-2** muestra un arreglo de dos superficies en planos perpendiculares.

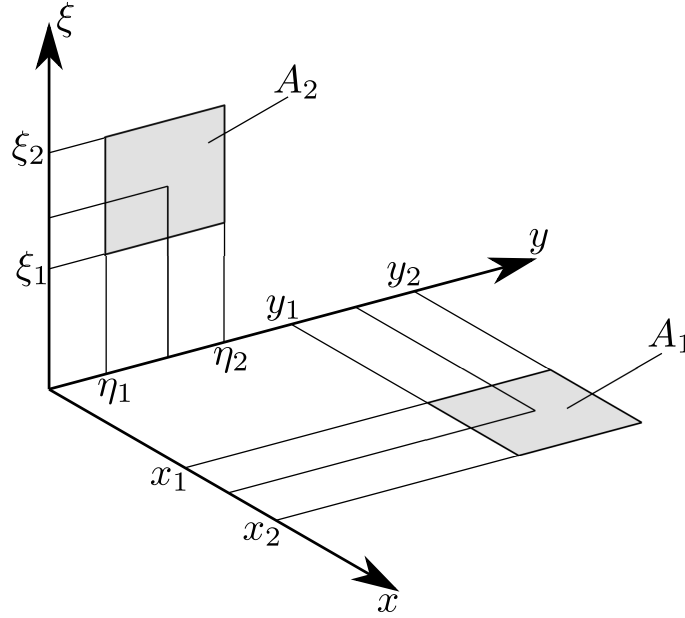


Figura B-2: Arreglo de dos superficies en planos perpendiculares.

El factor de visión entre las superficies A_1 y A_2 ser calculado como [Gross et al., 1981]:

$$F_{12} = \frac{1}{2\pi A_1} \sum_{l=1}^2 \sum_{k=1}^2 \sum_{j=1}^2 \sum_{i=1}^2 \left[(-1)^{i+j+k+l} B(x_i, y_j, \eta_k, \xi_l) \right] \quad (\text{B-4})$$

Donde:

$$A_1 = (x_2 - x_1)(y_2 - y_1) \quad (\text{B-5})$$

$$B(x, y, \eta, \xi) = (y - \eta)C \arctan(D) - \frac{C^2}{4} (1 - D^2) \ln [C^2(1 + D^2)] \quad (\text{B-6})$$

$$C = \sqrt{x^2 + \xi^2} \quad (\text{B-7})$$

$$D = \frac{(y - \eta)}{C} \quad (\text{B-8})$$

B.3. Factor de visión entre placas paralelas

La figura **B-3** muestra un arreglo de dos superficies en planos paralelos.

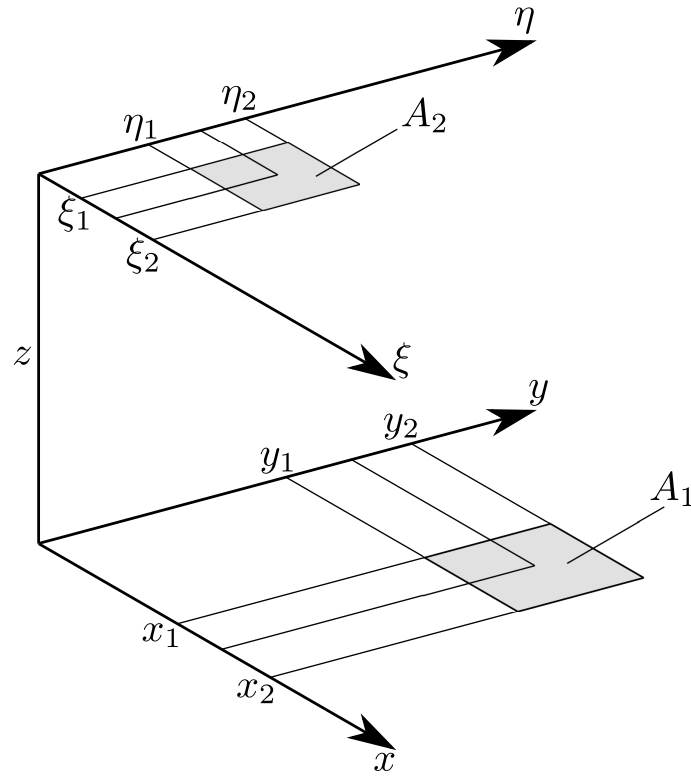


Figura B-3: Arreglo de dos superficies en planos paralelos.

El factor de visión entre las superficies A_1 y A_2 ser calculado como [Gross et al., 1981]:

$$F_{12} = \frac{1}{2\pi A_1} \sum_{l=1}^2 \sum_{k=1}^2 \sum_{j=1}^2 \sum_{i=1}^2 \left[(-1)^{i+j+k+l} B(x_i, y_j, \eta_k, \xi_l) \right] \quad (\text{B-9})$$

Donde:

$$A_1 = (x_2 - x_1)(y_2 - y_1) \quad (\text{B-10})$$

$$B(x, y, \eta, \xi) = vp \arctan\left(\frac{v}{p}\right) + uq \arctan\left(\frac{u}{q}\right) - \frac{z^2}{2} \ln(u^2 + v^2 + z^2) \quad (\text{B-11})$$

$$u = x - \xi \quad (\text{B-12})$$

$$v = y - \eta \quad (\text{B-13})$$

$$p = \sqrt{u^2 + z^2} \quad (\text{B-14})$$

$$q = \sqrt{v^2 + z^2} \quad (\text{B-15})$$

Apéndice C

Distribución térmica externa del LEOPAR

La figura C-1 muestra la distribución térmica externa del LEOPAR, para los modos de *Adquisición* y Carga de *Baterías*, en los instantes de tiempo donde se alcanzan los regímenes mas críticos de temperatura global en el satélite:

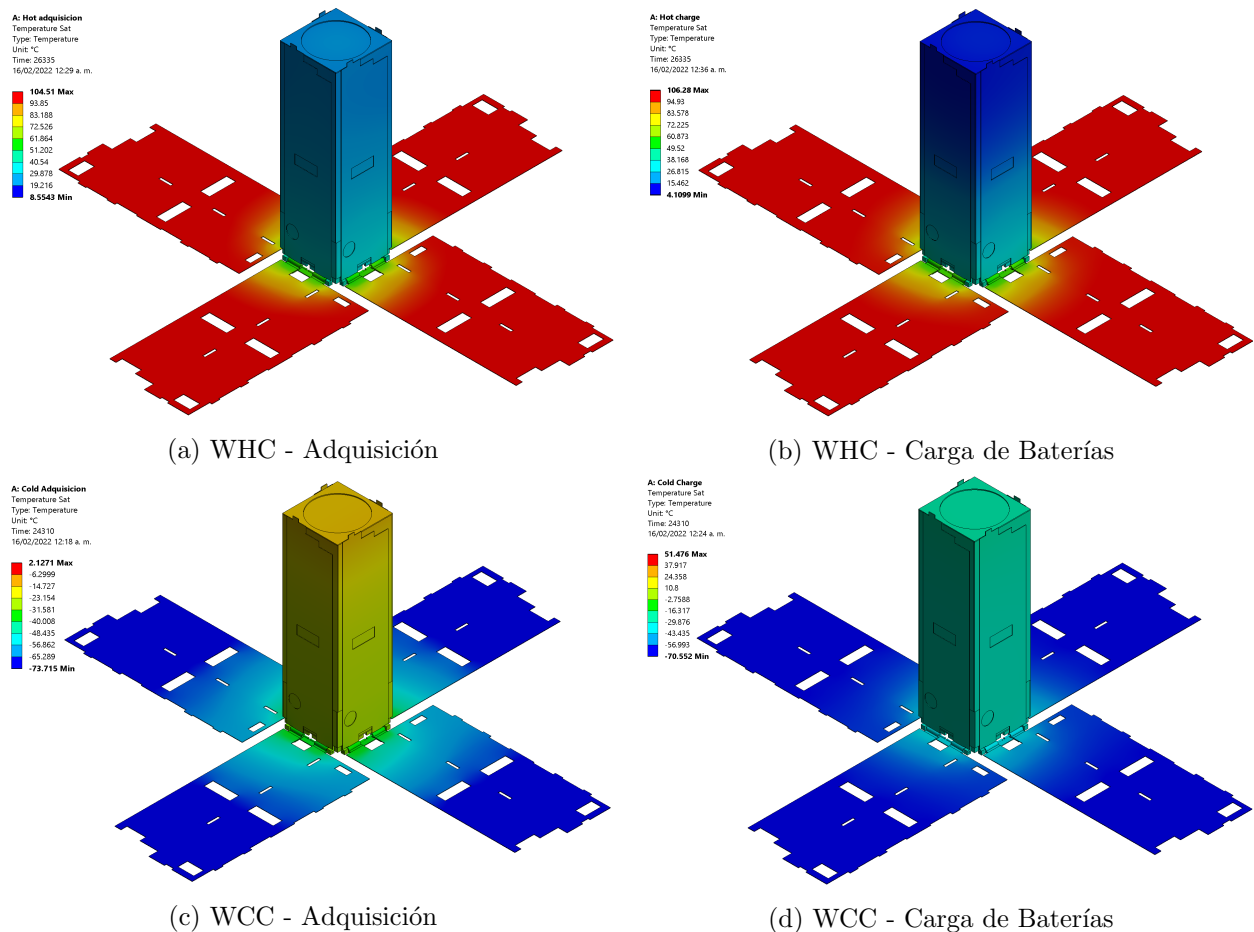


Figura C-1: Distribución térmica externa del LEOPAR. Modelo en elementos finitos.

Bibliografía

- [Aérea, 2020] Aérea, F. (2020). Tecnoesufa: revista tecnología aeronáutica. *TecnoESUFA: revista de tecnología aeronáutica*, 29.
- [Aerospace, 2022] Aerospace, D. (2022). Chameleon imager. high-performance chameleon camera systems for cubesats. URL: <https://dragonflyaerospace.com/chameleon/>.
- [Aerospace, 2014] Aerospace, M. (2014). *MAI-400 MiniADACS - System Operations Manual*. Maryland Aerospace, Inc. Autonomous Vehicle Technologies.
- [Anderson et al., 2001] Anderson, B., Justus, C., and Batts, G. (2001). Guidelines for the selection of near-earth thermal environment parameters for spacecraft design. *NASA Technical Memorandum*, 211221.
- [ASTM et al., 2000] ASTM, A. S. f. T., Materials, C. E. o. S. S., and of Space Technology, A. (2000). *Standard solar constant and zero air mass solar spectral irradiance tables*. ASTM International.
- [Bergman et al., 2011] Bergman, T. L., Incropera, F. P., DeWitt, D. P., and Lavine, A. S. (2011). *Fundamentals of heat and mass transfer*. John Wiley & Sons.
- [Campos, 2021] Campos, C. D. (2021). *Análisis Térmico del Satélite Libertad 2*. PhD thesis, Universidad Sergio Arboleda.
- [Carvalhoais, 2019] Carvalhoais, D. C. (2019). *Thermal Modelling and Experiments for Small Satellites*. PhD thesis.
- [C.I.F, 2021] C.I.F (2021). Fr4 data sheet. URL: <https://docs.rs-online.com/6f24/0900766b804dae86.pdf>.
- [Clyde Space, 2010] Clyde Space (2010). *Standalone 30Wh Battery*. Glasgow: Clyde Space.
- [Clyde Space, 2014] Clyde Space (2014). *User Manual CS-XUEPS2-60:FleXU CubeSat Electronic Power System Part#:01-00732 and 01-01120*. Glasgow: Clyde Space.
- [Corpino et al., 2015] Corpino, S., Caldera, M., Nichele, F., Masoero, M., and Viola, N. (2015). Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*, 115:247–261.
- [Cree, Inc., 2010] Cree, Inc. (2010). Optimizing pcb thermal performance for cree xlamp® leds. URL: <https://www.digikey.com/en/articles/optimizing-pcb-thermal-performance-for-cree-xlamp-leds>.

- [Dielectric Corporation, 2021] Dielectric Corporation (2021). G-10/fr-4/g-11 (glass-epoxy) general material properties.
- [Eken, 2015] Eken, M. (2015). Modular heat dissipation technique for a cubesat.
- [ESA, 2020] ESA (2020). Types of orbits. URL: esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits#GE0.
- [Escobar et al., 2016] Escobar, E., Diaz, M., and Zagal, J. C. (2016). Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a CubeSat mission. *Applied Thermal Engineering*, 105:490–500.
- [EXA, 2021] EXA (2021). Gca01 – compact gnss active patch antenna.
- [Finckenor and Coker, 2014] Finckenor, M. and Coker, R. (2014). *Optical properties of nanosatellite hardware*. National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center.
- [Flecht, 2016] Flecht, T. (2016). Thermal modelling of the picsat nanosatellite platform and synergetic prestudies of the circus nanosatellite.
- [Fortescue et al., 2011] Fortescue, P., Swinerd, G., and Stark, J. (2011). *Spacecraft systems engineering*. John Wiley & Sons.
- [Garzón and Villanueva, 2018] Garzón, A. and Villanueva, Y. A. (2018). Thermal analysis of satellite libertad 2: a guide to cubesat temperature prediction. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 10.
- [Garzon, 2012] Garzon, M. M. (2012). Development and analysis of the thermal design for the osiris-3u cubesat.
- [Gebhart, 1961] Gebhart, B. (1961). Surface temperature calculations in radiant surroundings of arbitrary complexity—for gray, diffuse radiation. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 3(4):341–346.
- [Gilmore, 2003] Gilmore, D. G. (2003). *Spacecraft thermal control handbook*. Aerospace Press.
- [González, 2017] González, E. I. (2017). *Diseño de un sistema de control térmico pasivo para un nanosatelite*. PhD thesis, Universidad Nacional Autónoma de México.
- [Gross et al., 1981] Gross, U., Spindler, K., and Hahne, E. (1981). Shapefactor-equations for radiation heat transfer between plane rectangular surfaces of arbitrary position and size with parallel boundaries. *Letters in heat and mass transfer*, 8(3):219–227.
- [Hamberg et al., 1983] Hamberg, O., Graziadei, J., and Jepsen, L. (1983). Mil-std-1540 b revision test requirements for space vehicles. In *Aerospace Testing Seminar, 7 th, Los Angeles, CA*, pages 125–133.
- [Howell et al., 1969] Howell, J. R., Siegel, R., and Mengüç, M. P. (1969). *Thermal radiation heat transfer*. National Aeronautics and Space Administration.
- [ISO 3585:1998, 1998] ISO 3585:1998 (1998). Borosilicate glass 3.3 — Properties. Standard, ISO/TC 48 Laboratory equipment.

- [Jacques, 2009] Jacques, L. (2009). *Thermal Design of the Oufiti-1 nanosatellite*. PhD thesis, Université de Liège, Liège, Belgique.
- [Jacques, 2016] Jacques, L. (2016). *Space Thermal Analysis through Reduced Finite Element Modelling*. PhD thesis, Université de Liège, Liège, Belgique.
- [Kafadarova and Andonova, 2009] Kafadarova, N. and Andonova, A. (2009). Pcb thermal design improvement through thermal vias. *Recent Advances in Circuits, Systems, Electronics, Control and Signal Processing (CSECS)*, Canary Islands, Spain, Dec, pages 14–16.
- [Kauder, 2005] Kauder, L. (2005). Spacecraft thermal control coatings references. NASA, Goddard space flight center.
- [Kellens, 2018] Kellens, A. (2018). *Thermal design of the OUFTI-Next mission*. PhD thesis, MA thesis. University of Liege.
- [Kovo, 2020] Kovo, Y. (2020). Thermal control. URL: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/thermal-control>.
- [Li et al., 2011] Li, H., Lian, Y., Wang, X., Ma, W., and Zhao, L. (2011). Solar constant values for estimating solar radiation. *Energy*, 36(3):1785–1789.
- [Mabrouk, 2020] Mabrouk, E. (2020). What are smallsats and cubesats? URL: <https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>.
- [Malde et al., 2021] Malde, C. K., Sharma, G., and Aneesh, A. (2021). Development and testing of computational model for the thermal analysis of a cubesat nanosatellite. In *2021 IEEE Aerospace Conference (50100)*, pages 1–9. IEEE.
- [Maleki et al., 1999] Maleki, H., Al Hallaj, S., Selman, J. R., Dinwiddie, R. B., and Wang, H. (1999). Thermal properties of lithium-ion battery and components. *Journal of the Electrochemical Society*, 146(3):947.
- [Marraffa, 2019] Marraffa, G. (2019). *Thermal Analysis of 6U CubeSats*. PhD thesis, Politecnico di Torino.
- [Mauro, 2015] Mauro, S. (2015). Thermal analysis of iodine satellite (isat). In *Thermal Analysis of Iodine Satellite (iSAT)*. 45th International Conference on Environmental Systems.
- [Morgan et al., 2017] Morgan, R. V., Reid, R. S., Baker, A. M., Lucero, B., and Bernardin, J. D. (2017). Emissivity measurements of additively manufactured materials. Technical report, Los Alamos National Lab.(LANL), Los Alamos, NM (United States).
- [N2YO, 2020] N2YO (2020). Posicionamiento de satélites en tiempo real. URL: <https://www.n2yo.com/?s=31128>.
- [nanosats.eu, 2020] nanosats.eu (2020). Nanosats database. URL: <https://www.nanosats.eu/>.
- [of Defense, 2020] of Defense, U. S. D. (2020). Space-track.org. URL: <https://www.space-track.org>.
- [Olarte and Sanjuán, 2013] Olarte, R. A. J. and Sanjuán, S. A. S. (2013). Desarrollo aeroespacial en colombia, misión satelital libertad 1 y libertad 2. *Bogotá Robótica*.

- [Park et al., 2021] Park, Y.-K., Kim, G.-N., and Park, S.-Y. (2021). Novel structure and thermal design and analysis for cubesats in formation flying. *Aerospace*, 8(6):150.
- [PC/104 Embedded Consortium, 2008] PC/104 Embedded Consortium (2008). PC/104 specification version 2.6.
- [PCB Universe, 2021] PCB Universe (2021). Standard dielectric stacks. URL: <https://www.pcbuniverse.com/pcbu-tech-tips.php>.
- [Planck, 1959] Planck, M. (1959). Theory of heat radiation, english translation of wärmestrahlung, 1913.
- [Poly, 2014] Poly, C. (2014). Cubesat design specification (1u – 12u). Technical report, California Polytechnic State University -.
- [Portilla, 2012] Portilla, J. G. (2012). La órbita del satélite libertad 1. *Revista de la Academia Colombiana de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales*, 36(141):491–500.
- [Pumpkin, 2009] Pumpkin (2009). *CubeSat Kit Motherboard (MB)*. PUMPKIN SPACE SYSTEMS.
- [Pumpkin, 2013] Pumpkin (2013). *CubeSat-class Payload Carrier Nanosatellite Assembly - User Manual – Rev B*. PUMPKIN SPACE SYSTEMS.
- [Pumpkin, 2014] Pumpkin (2014). *MAI-400 Interface Module*. PUMPKIN SPACE SYSTEMS.
- [Pumpkin, 2020] Pumpkin (2020). *PMDSAS Design Guidelines*. PUMPKIN SPACE SYSTEMS.
- [Ramiro Carvajal Taborda, 2022] Ramiro Carvajal Taborda, S. C. T. (2022). Identificación y caracterización de la determinación de actitud para un nanosatélite tipo cubesat de tres unidades (3u).
- [Reddy and Gartling, 2010] Reddy, J. N. and Gartling, D. K. (2010). *The finite element method in heat transfer and fluid dynamics*. CRC press.
- [Reiss, 2012] Reiss, P. (2012). New methodologies for the thermal modelling of cubesats. *Annual AIAA/USUConference on Small Satellites*.
- [Remacle, 2018] Remacle, P. (2018). *Study of a cooling system for a CubeSat infrared detector*. PhD thesis, MA thesis. University of Liege.
- [Richmond, 2010] Richmond, J. A. (2010). *Adaptive thermal modeling architecture for small satellite applications*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology.
- [Salazar-Salinas et al., 2021] Salazar-Salinas, G., Botello-Ramírez, E., and Avalos-Gauna, E. (2021). Thermal analysis of a 3u-cubesat, a case study of pakal satellite.
- [Secretariat, 2002] Secretariat, E. (2002). Space engineering testing. Technical report, Technical Report ECSS-E-10-03A, ESA-ESTEC Requirements & Standards Division.
- [Secretariat, 2004] Secretariat, E. (2004). Space product assurance, data for selection of space materials and processes. Technical report, Technical Report ECSS-Q-70-71A Rev. 1, ESA-ESTEC Requirements & Standards

- [Sellers et al., 2000] Sellers, J. J., Astore, W. J., Giffen, R. B., and Larson, W. J. (2000). *Understanding space: An introduction to astronautics*. Primis.
- [Siebes et al., 2012] Siebes, G., Kingery, C., Farguson, C., White, M., Blakely, M., Nunes, J., Avila, A., Man, K., Hoffman, A., and Forgrave, J. (2012). Review and assessment of jpl’s thermal margins. In *42nd International Conference on Environmental Systems*, page 3603.
- [Soliz et al., 2015] Soliz, J., Gonzalez-Llorente, J., and Sánchez-Sanjuán, S. (2015). Mission design ”satellite libertad 2. *66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel*.
- [Spectrolab, 2018] Spectrolab (2018). *30.7% XTJPrime Space Qualified Triple Junction Solar-Cell*. SPECTROLAB A Boeing Company.
- [Standard, 1998] Standard, A. (1998). G159, standard tables for references solar spectral irradiance at air mass 1.5: Direct normal and hemispherical for a 37 tilted surface. *Society for Testing Matls., West Conshocken, PA, USA*.
- [Standard, 2021] Standard, G. E. V. (2021). for gsfc flight programs and projects. Technical report, GSFC-STD-7000, <http://msc-docsrv.gsfc.nasa.gov/cmdata/170/STD/GEVS-STD....>
- [Stillman, 2014] Stillman, D. (2014). What is a satellite? URL: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-satellite-58.html>.
- [Thornton, 1996] Thornton, E. A. (1996). *Thermal structures for aerospace applications*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [Toorian et al., 2008] Toorian, A., Diaz, K., and Lee, S. (2008). The cubesat approach to space access. In *2008 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–14. IEEE.
- [UIS, 2022] UIS, E. d. t. U. D. d. S. (2022). Cad payload.
- [UNOOSA, 2020] UNOOSA (2020). Online index of objects launched into outer space. URL: <https://www.unoosa.org/oosa/osoindex>.
- [USA, 2021] USA (2021). Tabla de resumen modos de operación.
- [USA, 2022] USA, E. d. t. U. S. A. (2022). Power budget diagrams.
- [Vallado, 2001] Vallado, D. A. (2001). *Fundamentals of astrodynamics and applications*, volume 12. Springer Science & Business Media.
- [VanOutryve, 2008] VanOutryve, C. B. (2008). A thermal analysis and design tool for small spacecraft.
- [WARPSPACE, 2021] WARPSPACE (2021). Warpspace gps module v1.0 rev. b.
- [Zmeskal et al., 2020] Zmeskal, O., Marackova, L., Lapcikova, T., Mencik, P., and Prikryl, R. (2020). Thermal properties of samples prepared from polylactic acid by 3d printing. In *AIP Conference Proceedings*, volume 2305, page 020022. AIP Publishing LLC.