



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**PROYECTO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
INGENIERO MECÁNICO**

**AUTOR: LANDETA SALGADO, PABLO SANTIAGO**

**TEMA: ANÁLISIS Y SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO TÉRMICO DEL  
SISTEMA INTEGRADO, ESTRUCTURA Y COMPONENTES ELECTRÓNICOS  
DEL PROTOTIPO DEL SATÉLITE CUBESAT**

**DIRECTOR: ING. OLMEDO, FERNANDO**

**CODIRECTOR: ING. FERNANDEZ, EDGARDO**

**SANGOLQUÍ, SEPTIEMBRE 2014**

## CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO

El proyecto **“ANÁLISIS Y SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO TÉRMICO DEL SISTEMA INTEGRADO, ESTRUCTURA Y COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL PROTOTIPO DEL SATÉLITE CUBESAT”** fue realizado en su totalidad por el señor Pablo Santiago Landeta Salgado, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniería Mecánica.

Sangolquí, 2014 – 09 – 12

---

Ing. Fernando Olmedo  
DIRECTOR

---

Ing. Edgardo Fernandez  
CODIRECTOR

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD****Yo, PABLO SANTIAGO LANDETA SALGADO****DECLARO QUE:**

El proyecto de grado titulado “**ANÁLISIS Y SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO TÉRMICO DEL SISTEMA INTEGRADO, ESTRUCTURA Y COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL PROTOTIPO DEL SATÉLITE CUBESAT**”, ha sido desarrollado con base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas y notas que constan al pie de las páginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

Sangolquí, 2014 – 09 – 12

---

Pablo Santiago Landeta Salgado

CC: 1719507087

## AUTORIZACIÓN

**Yo, PABLO SANTIAGO LANDETA SALGADO**

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE la publicación, en la biblioteca virtual de la institución del proyecto de grado titulado **“ANÁLISIS Y SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO TÉRMICO DEL SISTEMA INTEGRADO, ESTRUCTURA Y COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL PROTOTIPO DEL SATÉLITE CUBESAT”**, cuyo contenido, ideas y criterios es de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Sangolquí, 2014 – 09 – 12

---

Pablo Santiago Landeta Salgado

CC: 1719507087

## DEDICATORIA

A Dios padre, amigo y compañero fiel, él que siempre día a día guía mi camino, me concede fortaleza, perseverancia y sabiduría, para saber afrontar los momentos difíciles de la vida.

Con cariño y amor a mi Madre, por ser el motivo de mi inspiración en cada instante de mi vida, quien sembró en mí sus valores éticos y morales, que por medio de ellos he logrado alcanzar una de las principales etapas de mi carrera profesional.

A mis hermanos, familiares y amigos, que compartieron conmigo buenos y malos momentos.

Pablo Santiago Landeta Salgado

## AGRADECIMIENTOS

A Dios ser celestial, que por sus colmadas bendiciones, me brinda salud, protección y paz, a mi ser y espíritu.

A mi Madre, quien por su lucha, esfuerzo y trabajo, depositó toda su confianza, fe y amor en mí.

A mi tío Víctor Hugo, que ha sido como un padre y ejemplo en mi familia, él me ha ofrecido todo su apoyo.

A mi hermana Catalina y su familia, por abrirme sus puertas y representar la unión familiar.

A todos mis amigos por creer en mí y brindarme su amistad, consejos y apoyo moral.

Pablo Santiago Landeta Salgado

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

<b>CAPÍTULO 1</b> .....	<b>1</b>
<b>DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO</b> .....	<b>1</b>
1.1. ANTECEDENTES.....	1
1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA .....	2
1.3. OBJETIVOS.....	2
1.3.1. GENERAL .....	2
1.3.2. ESPECÍFICOS .....	2
1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.....	3
1.5. ALCANCE Y LIMITACIONES .....	3
<b>CAPÍTULO 2</b> .....	<b>4</b>
<b>MARCO TEÓRICO</b> .....	<b>4</b>
2.1. DEFINICIÓN.....	4
2.2. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS.....	5
2.2.1. DIMENSIONES EXTERIORES .....	5
2.2.2. MASA .....	5
2.2.3. MATERIAL .....	6
2.3. ARQUITECTURA Y DISEÑO DEL CUBESAT.....	6
2.3.1. SUBSISTEMA ESTRUCTURAL .....	7
2.3.2. SUBSISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA .....	7
2.3.3. SUSISTEMA DE CONTROL TÉRMICO.....	7
2.3.4. SUBSISTEMA DE CONTROL DE ACTITUD .....	8

2.3.5. SUBSISTEMA DE MANEJO DE DATOS .....	8
2.4. MEDIOAMBIENTE ESPACIAL .....	8
2.4.1. LA ATMÓSFERA TERRESTRE .....	9
2.4.2. AMBIENTE TÉRMICO.....	11
2.4.2.1. RADIACIÓN SOLAR .....	12
2.4.2.2. RADIACIÓN DE ALBEDO.....	13
2.4.2.3. RADIACION TERRESTRE.....	13
2.4.2.4. RADIACIÓN EMITIDA DE LA NAVE ESPACIAL .....	15
2.5. MECÁNICA ORBITAL .....	15
2.5.1. ELEMENTOS DE UNA ORBITA .....	16
2.5.2. TIPOS DE ÓRBITAS.....	17
2.5.3. ORIENTACIÓN ORBITAL .....	19
2.5.4. VELOCIDAD ORBITAL .....	20
2.5.5. PERÍODO ORBITAL.....	23
2.6. PROCESOS DE TRANSFERENCIA DE CALOR .....	23
2.6.1. CONVECCIÓN.....	24
2.6.2. CONDUCCIÓN.....	24
2.6.3. RADIACIÓN .....	27
<b>CAPÍTULO 3.....</b>	<b>31</b>
<b>ANÁLISIS TÉRMICO.....</b>	<b>31</b>
3.1. REQUERIMIENTOS TÉRMICOS .....	31
3.2. ANÁLISIS ORBITAL .....	32

3.2.1. ALTITUD .....	32
3.2.2. VELOCIDAD ORBITAL .....	32
3.2.3. PERÍODO ORBITAL.....	33
3.2.4. ORIENTACIÓN DEL NANOSATÉLITE .....	35
3.2.5. SIMULACIÓN DEL CUBESAT EN ÓRBITA .....	37
3.2.5.1. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN .....	40
3.3. GENERACIÓN DE CALOR .....	41
3.3.1. PROPIEDADES FÍSICAS Y RADIATIVAS .....	42
3.3.1.1. PROMEDIO DE LAS PROPIEDADES RADIATIVAS .....	43
3.3.2. FACTOR DE VISTA .....	44
3.4. BALANCE DE ENERGÍA.....	44
3.4.1. ESTADO ESTABLE.....	45
3.4.1.1. CASO CALIENTE .....	47
3.4.1.2. CASO FRIO .....	48
3.4.1.3. RESUMEN DE RESULTADOS .....	48
3.4.2. ESTADO TRANSITORIO .....	49
3.4.2.1. CASO CALIENTE .....	54
3.4.2.2. CASO FRIO .....	56
<b>CAPÍTULO 4.....</b>	<b>59</b>
<b>MODELAMIENTO Y SIMULACIÓN .....</b>	<b>59</b>
4.1. DISEÑO EN 3D DEL MODELO GEOMÉTRICO.....	59
4.2. MODELAMIENTO DE SIMULACIÓN TÉRMICA .....	60

4.2.1. ESTADO ESTABLE.....	65
4.2.1.1. CONDICIÓN CALIENTE .....	65
4.2.1.2. CONDICIÓN FRÍA .....	70
4.2.2. ESTADO TRANSITORIO .....	74
4.2.2.1. CONDICIÓN CALIENTE .....	74
4.2.2.2. CONDICIÓN FRÍA .....	75
4.3. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN.....	77
4.3.1. ESTADO ESTABLE.....	77
4.3.2. ESTADO TRANSITORIO .....	79
<b>CAPÍTULO 5.....</b>	<b>84</b>
<b>SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO.....</b>	<b>84</b>
5.1. SISTEMA DE CONTROL PASIVO .....	84
5.2. SISTEMA DE CONTROL ACTIVO .....	87
5.3. SELECCIÓN DEL CONTROL TÉRMICO DEL CUBESAT .....	88
5.3.1. AISLAMIENTO TÉRMICO.....	88
5.3.2. CALEFACTOR ELÉCTRICO.....	95
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....</b>	<b>102</b>
CONCLUSIONES.....	102
RECOMENDACIONES.....	103
<b>BIBLIOGRAFÍA Y ANEXOS.....</b>	<b>105</b>
BIBLIOGRAFÍA.....	105
ANEXOS.....	107

## INDICE DE FIGURAS

Figura 1. Chasis del nanosatélite CubeSat.....	4
Figura 2. Activador de nanosatélites orbital P-POD.....	6
Figura 3. Arquitectura del CubeSat.....	7
Figura 4. Capas de la atmosfera de la Tierra.....	10
Figura 5. Entorno espacial térmico. ....	11
Figura 6. Distribución espectral de la radiación solar.....	12
Figura 7. Distribución Espectral de la radiación térmica de la tierra. ....	14
Figura 8. Espectro de la radiación electromagnética. ....	15
Figura 9. Elementos Orbitales.....	17
Figura 10. Tipos de orbitas. ....	18
Figura 11. Movimiento del plano orbital. ....	19
Figura 12. Movimiento solar y sideral. ....	20
Figura 13. Órbitas síncronas solares. ....	20
Figura 14. Movimiento de dos cuerpos - órbita circular. ....	22
Figura 15. Transferencia de calor unidimensional por conducción. ....	24
Figura 16. Transferencia de calor a través de una pared plana.	
(a) Distribución de la temperatura. (b) Circuito térmico.....	26
Figura 17. Proceso de transferencia de calor por radiación.....	27
Figura 18. Intercambio de radiación en la superficie.....	29
Figura 19. Intercambio de radiación entre una superficie y sus alrededores. ....	30
Figura 20. Período en la luz del sol (máximo eclipse) para una órbita circular .	34

Figura 21. Orientación del CubeSat con un subsistema de control de actitud pasiva. ....	36
Figura 22. Posición del satélite respecto al vector solar. ....	37
Figura 23. Ventana de inicio STK .....	38
Figura 24. Asistente de escenario.....	38
Figura 25. Ventana de Catalogo de Objetos STK.....	39
Figura 26. Ventana del asistente de Orbita.....	40
Figura 27. Porcentaje de iluminación de luz solar (máxima sombra) durante un periodo orbital. ....	41
Figura 28. Red térmica generalizada. ....	50
Figura 29. Conductor de conducción. ....	51
Figura 30. Conductor de radiación.....	52
Figura 31. Carga térmica aplicada en la estructura del CubeSat.....	52
Figura 32. Red térmica de la sección de corte de la cara lateral del CubeSat..	53
Figura 33. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso caliente.....	56
Figura 34. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso frio. ....	58
Figura 35. Vista explotada del CubeSat.....	60
Figura 36. Descripción externa del CubeSat .....	61
Figura 37. Descripción interna del CubeSat. ....	63
Figura 38. Mallado externo del modelo.....	64
Figura 39. Mallado interno del modelo.....	64

Figura 40. Cargas térmicas aplicadas en el primer escenario (condición caliente de estado estable). .....	66
Figura 41. Distribución externa de temperatura en el primer escenario, para la condición caliente de estado estable. ....	67
Figura 42. Cargas térmicas aplicadas en el segundo escenario (condición caliente de estado estable). ....	68
Figura 43. Distribución externa de temperatura en el segundo escenario, para la condición caliente de estado estable. ....	69
Figura 44. Distribución interna de temperatura en la condición caliente de estado estable.....	70
Figura 45. Cargas térmicas aplicadas en el primer escenario (condición fría de estado estable) .....	71
Figura 46. Distribución externa de temperatura en el primer escenario, para la condición fría de estado estable.....	71
Figura 47. Cargas térmicas aplicadas en el segundo escenario (condición fría de estado estable) .....	72
Figura 48. Distribución externa de temperatura en el segundo escenario para la condición fría de estado estable.....	73
Figura 49. Distribución interna de temperatura en la condición fría de estado estable.....	73
Figura 50. Distribución externa de temperatura para la condición caliente de estado transitorio.....	74

Figura 51. Distribución interna de temperatura para la condición caliente de estado transitorio. ....	75
Figura 52. Distribución externa de temperatura para la condición fría de estado transitorio. ....	76
Figura 53. Distribución externa de temperatura para la condición fría de estado transitorio. ....	76
Figura 54. Distribución interna de temperatura para la condición fría de estado transitorio. ....	77
Figura 55. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.....	80
Figura 56. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.....	81
Figura 57. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.....	82
Figura 58. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.....	83
Figura 59. Tipos de sistemas de control pasivo.....	85
Figura 60. Tipos de sistemas de control activo.....	87
Figura 61. Diagrama del aislamiento térmico.....	90
Figura 62. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.....	92
Figura 63. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.....	92
Figura 64. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.....	94
Figura 65. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.....	94

Figura 66. Calefactor flexible tipo parche.....	96
Figura 67. Configuración del sistema de control térmico activo en la batería. ..	96
Figura 68. Configuración del sistema de control térmico activo en el módulo OBC, ACS, EPS2 y EPS1. ....	97
Figura 69. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.....	101
Figura 70. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.....	101

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Rangos de temperatura de los componentes del CubeSat.....	31
Tabla 2. Elementos orbitales para la misión CubeSat. ....	32
Tabla 3. Período orbital, fracción de tiempo de luz solar y sombra a 400 km de altitud.....	35
Tabla 4. Parámetros orbitales del CubeSat para la simulación. ....	39
Tabla 5. Propiedades físicas de los materiales.....	42
Tabla 6. Propiedades radiactivas.....	42
Tabla 7. Promedio de la absorptividad y emisividad de las superficies del Cubesat.....	43
Tabla 8. Temperatura de equilibrio para el caso caliente y frío.....	49
Tabla 9. Nodos térmicos de la superficie externa del Cubesat .....	62
Tabla 10. Nodos térmicos de la parte interna del Cubesat. ....	63
Tabla 11. Resumen de resultados de la distribución externa de temperatura en el estado estable. ....	78
Tabla 12. Resumen de resultados de la distribución interna de temperatura en el estado estable. ....	78
Tabla 13. Resumen de resultados para la simulación en estado transitorio temperatura externa.....	80
Tabla 14. Resumen de resultados de la distribución interna de temperatura en el estado transitorio.....	82

Tabla 15. Propiedades de los principales materiales de la superficie externa. .	89
Tabla 16. Cargas térmicas de los componentes en base a la absorptividad del material. ....	91
Tabla 17. Temperatura de equilibrio para el sistema de control térmico pasivo externo.....	91
Tabla 18. Resumen de resultados de la distribución externa de temperatura con sistema de control térmico pasivo. ....	93
Tabla 19. Propiedades de los materiales aislantes para las capas internas del CubeSat. ....	93
Tabla 20. Resumen de resultados de la distribución de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo. ....	95
Tabla 21. Especificaciones técnicas de los componentes eléctricos del Cubesat.	98
Tabla 22. Resumen de resultados de la distribución de temperatura interna con un sistema de control térmico activo. ....	100

## **LISTADO DE ANEXOS**

**ANEXO A:** Especificaciones de Diseño del CubeSat.

**ANEXO B:** Manual de Simulación Ansys Workbench.

**ANEXO C:** Guía de Diseño de Calefactores Flexibles MINCO.

## RESUMEN

El proyecto presenta un análisis y simulación del comportamiento térmico, como fase del diseño del nanosatélite CubeSat, para la misión espacial propuesta por el Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, y el Departamento de Ciencias de la Tierra y Construcción en la Universidad de la Fuerzas Armadas ESPE. Inicialmente se investigó las características técnicas y diseño del nanosatélite, los parámetros térmicos del medio ambiente espacial y los procesos de transferencia de calor que interactúa en el sistema. Luego, se realizó un análisis de la mecánica orbital a partir de los elementos orbitales definidos para una Órbita Terrestre Baja LEO, y su posición bajo un subsistema de control de actitud magnético, con el cual se determinó la orientación de la nave espacial respecto al Sol, como sistema de referencia. Después, se desarrolló un modelo simplificado en 3D del prototipo del CubeSat, por medio del programa SolidWorks, y la simulación térmica bajo las condiciones de estado estable y transitorio, a través del software de simulación ANSYS Workbench. El programa de simulación computacional, permitió resolver las ecuaciones diferenciales sobre el modelo, bajo la teoría de elementos finitos para la solución en los diferentes escenarios. Por último, en base a los datos de la distribución de temperatura obtenidos en las simulaciones, se recomendó la utilización de un sistema de control térmico pasivo y activo, con el propósito de garantizar que todos los componentes eléctricos y la estructura del CubeSat, funcionen correctamente en los intervalos de temperatura previstos por el fabricante.

Palabras Claves:

**CUBESAT; ÓRBITA TERRESTRE BAJA; MECÁNICA ORBITAL; COMPORTAMIENTO TÉRMICO; SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO.**

## ABSTRACT

The project presents an analysis and simulation of the thermal behavior, such as design phase of the CubeSat nanosatellite, for the space mission proposed by the Department of Energy Sciences and Mechanical, and the Department of Earth Sciences and Construction at the University of the Armed Forces Special ESPE. It was initially investigated the technical characteristics and design of the nanosatellite, the thermal parameters of the space environment and the processes of heat transfer that interacts in the system. Then, an analysis of the orbital mechanics from the orbital elements defined for a Low Earth Orbit LEO, and his position under a subsystem magnetic attitude control, with which it was, determined the orientation of the spacecraft with respect to the Sun, as a system of reference. After, is developing a simplified model in 3D of the prototype of the CubeSat, by means of the SolidWorks program, and the thermal simulation under conditions of steady state and transient, through the simulation software ANSYS Workbench. The program of computational simulation, allowed solving the differential equations on the model, under the theory of finite elements for the solution in the different scenarios. Finally, based on data from the temperature distribution obtained in the simulations, it is recommended the use of a thermal control system passive and active, with the purpose of ensuring that all the electrical components and the structure of the CubeSat, function properly in the temperature ranges intended by the manufacturer.

Keywords:

**CUBESAT; LOW EARTH ORBIT; ORBITAL MECHANICS; THERMAL BEHAVIOR; THERMAL CONTROL SYSTEM.**

## CAPÍTULO 1

### DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO

#### 1.1. ANTECEDENTES

El diseño referencial del CubeSat utilizado para la investigación espacial, fue propuesto en el año de 1999 por una asociación entre la Universidad Politécnica de California en San Luis Obispo y la Universidad de Stanford. Desde entonces, se ha convertido en una plataforma espacial estandarizada en el desarrollo de este tipo satélites que contienen cargas útiles científicas en el entorno académico, y que ha crecido hasta convertirse en una asociación internacional de más de 100 instituciones (Cal Poly CubeSat Group, 2014).

Actualmente en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, el Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica junto con el Departamento de Ciencias de la Tierra y Construcción, han formado un grupo de apoyo científico designado como Centro de Investigación Espacial C.I.E, el cual está involucrado en el desarrollo de este tipo de proyectos, con la finalidad de aumentar el conocimiento y la actitud de los estudiantes.

La fase inicial del proyecto educativo concluyó en octubre del 2010, con el “Diseño y construcción del sistema estructural de un nanosatélite del tipo CubeSat”, realizado por los Srs. egresados Solano R. y Limaico J.; en mayo del 2012 se realizó una segunda fase del proyecto titulado como “Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en el prototipo estructural del nanosatélite tipo CubeSat”, realizado por el Sr. egresado Daniel Hernández; y en junio del 2014 se presentó el “Diseño y construcción de un banco de pruebas de vibraciones para la optimización del pico satélite HexaSat”, realizado por los Srs. egresados González Antonio y Paredes Javier. Dichos proyectos se los realizaron como tesis previa a la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

## **1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA**

Con el fin de estudiar los efectos de la radiación solar sobre el sistema de la Tierra, es necesario determinar la cantidad de energía que llega a la atmósfera terrestre y de la superficie.

Por lo tanto, uno de los principales problemas en los vehículos espaciales, son las fallas por fenómenos térmicos, que han sido desde los inicios de la carrera espacial una de las mayores causas de pérdida de misiones espaciales terrestres e interplanetarias: desde fallas por apuntamiento de antenas debido a deformaciones termo-estructurales, falla de mecanismos y del equipamiento electrónico por sobre-enfriamiento y sobrecalentamiento, hasta problemas tan complejos como la pérdida de rendimiento en paneles solares por rotura de los conectores de las celdas solares y rotura de todo tipo de juntas en conectores soldados como resultado de fatiga-térmica. Generalmente estos problemas se producen, por el cambio en las propiedades mecánicas del material por sobre-enfriamiento o sobre-calentamiento de la pieza, a efectos de shock térmico por las cargas cíclicas de temperatura sobre el material (Rimoldi, 2013).

## **1.3. OBJETIVOS**

### **1.3.1. GENERAL**

Analizar y simular el comportamiento térmico de los elementos que componen el prototipo del nanosatélite CubeSat, para seleccionar el sistema de control térmico adecuado.

### **1.3.2. ESPECÍFICOS**

- Definir los límites de operación de temperatura de los componentes del sistema, los parámetros térmicos del medio ambiente espacial, y las propiedades físicas y termo-ópticas de los materiales.

- Desarrollar un análisis orbital, en base a los parámetros definidos por la misión espacial.
- Desarrollar los modelos analíticos, por medio de los mecanismos de transferencia de calor.
- Desarrollar los modelos de simulación, por medio de elementos finitos asistido por computadora.
- Seleccionar el tipo de subsistema de control térmico del nanosatélite más óptimo.

#### **1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA**

En el caso de las naves espaciales, es fundamental el desarrollo de métodos de modelamiento térmico, los cuales permitirán determinar la distribución de temperatura en cada uno de los dispositivos externos e internos de la nave espacial y así, poder controlarlos por medio de un subsistema de control térmico (Lida, 2000).

#### **1.5. ALCANCE Y LIMITACIONES**

- Para el desarrollo del proyecto, se analizará la mecánica orbital en función de los parámetros seleccionados por la misión espacial.
- En base a las ecuaciones globales de transferencia de calor y la termodinámica clásica, se realizará un balance térmico para determinar la distribución de temperatura, en función de las propiedades del material que componen el nanosatélite.
- Para una mejor visualización y comparación de los resultados, se realizarán modelos de simulación asistido por computadora, para la solución de problema.
- No se considerará el mecanismo de transferencia de calor por convección (debido al vacío en el espacio).
- Se seleccionará un sistema de control térmico pasivo y activo.

## CAPÍTULO 2

### MARCO TEÓRICO

El presente capítulo describe las características técnicas y diseño del nanosatélite, los parámetros térmicos del medio ambiente espacial, la mecánica orbital y los mecanismos de transferencia de calor, necesarios para el desarrollo de los modelos analíticos y de simulación.

#### 2.1. DEFINICIÓN

El CubeSat es un nanosatélite estándar, que es un cubo de 1000 cm<sup>3</sup> y funciones de forma totalmente autónomas, como se muestra en la figura 1. El diseño de este tipo de satélites estándar, ofrece la oportunidad para desarrollarlo a tiempo y costo reducido, permitiendo accesibilidad al espacio (Cal Poly CubeSat Grupo, 2014).



Figura 1. Chasis del nanosatélite CubeSat.

Fuente: (PUMPKIN, Inc, 2013).

## 2.2. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

El estándar CubeSat de dimensiones de 10×10×10 cm es también llamado "1U", es decir la unidad. Este tipo de nano-satélites también se pueden ir escalando a lo largo de un solo eje, por incrementos de 1U. Por ejemplo: los "2U", son nanosatélites de 20×10×10 cm y los "3U" son de 30×10×10 cm.

Las Características técnicas del "1U" son las siguientes (Cal Poly CubeSat Grupo, 2014):

### 2.2.1. DIMENSIONES EXTERIORES

Las dimensiones y características, para las especificaciones de diseño del nanosatélite (ver anexo A), son:

- El ancho del CubeSat será de  $100.0 \pm 0.1$  mm y la altura únicamente de  $113.5 \pm 0.1$  mm.
- Todos los componentes no excederán los 6.5 mm normal a la superficie de los 100.0 mm del cubo.
- Los rieles deberán tener un ancho mínimo de 8.5 mm.
- Los rieles no deberán tener una rugosidad superficial mayor que  $1.6 \mu\text{m}$ .
- Los bordes de los rieles deberán ser lisos y redondeados con un radio de al menos 1mm.
- Los extremos de los carriles en la cara + Z tendrán una superficie mínima de 6.5 x 6.5 mm como área de contacto entre los vecinos del CubeSat

### 2.2.2. MASA

- El prototipo básico no deberá superar nunca una masa de hasta 1,33 kg.
- El centro de gravedad del CubeSat, deberá estar localizado dentro de una esfera de 2 cm a partir de su centro geométrico.

### 2.2.3. MATERIAL

- La estructura principal y los rieles del nano-satélite, deberán ser de aluminio 7075 o 6061. Si se utilizan otros materiales, la expansión térmica debe ser similar a la del aluminio 7075-T73 (material del P-POD).
- Los rieles y los separadores del CubeSat deberán ser de aluminio anodizado duro, para prevenir la soldadura en frío, el desgaste, o proporcionar descarga electrostática entre el CubeSat y el P-POD (ver figura 2).

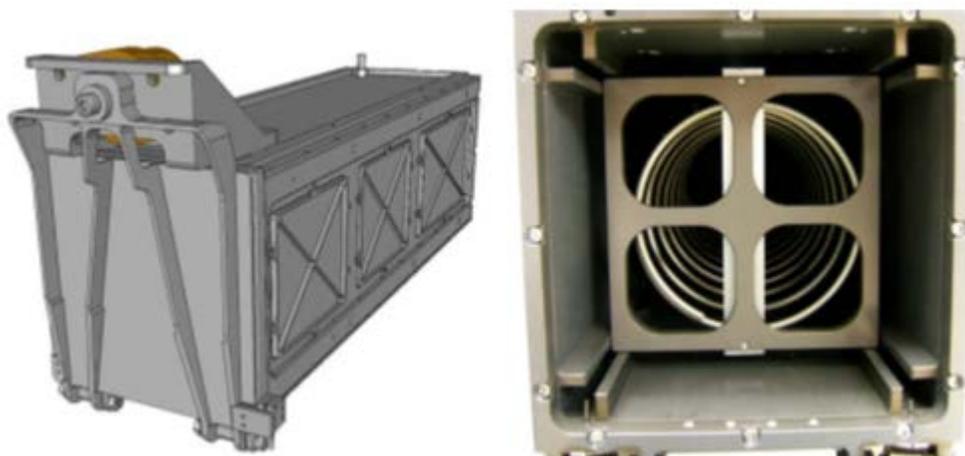


Figura 2. Activador de nanosatélites orbital P-POD.

Fuente: (Cal Poly CubeSat Grupo, 2014).

### 2.3. ARQUITECTURA Y DISEÑO DEL CUBESAT

El satélite consta de dos partes principales: la carga útil y la plataforma. La carga útil o cámara definido por la misión espacial, es el dispositivo principal para la obtención de imágenes. La plataforma está compuesta por los subsistemas (ver figura 3), que cumplen con funciones importantes cada uno. Por lo tanto, los subsistemas, los cuales pertenecen a la plataforma y ofrecen sus servicios a la carga útil, son (Arif, 2010):

- El subsistema estructural (SS);
- El subsistema de energía eléctrica (EPS);

- El subsistema de control térmico (TCS);
- El subsistema de control de actitud (ACS);
- El subsistema de manejo de datos (OBC).

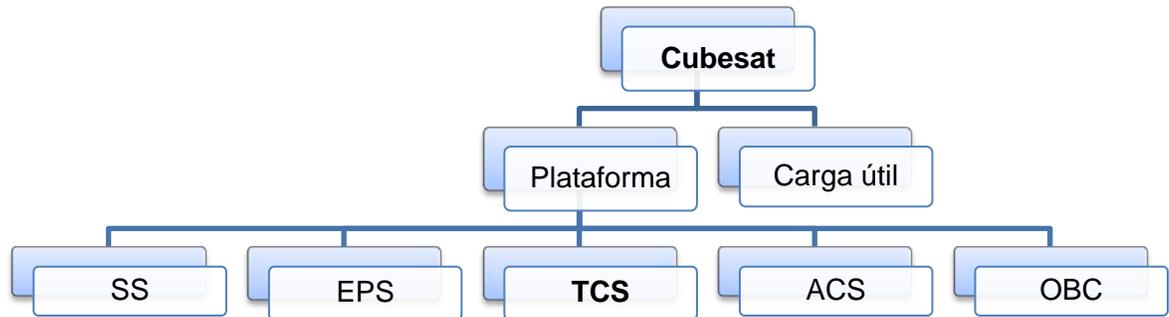


Figura 3. Arquitectura del Cubesat.

Fuente: (Arif, 2010).

### 2.3.1. SUBSISTEMA ESTRUCTURAL

La estructura del nano-satélite o chasis del sistema, es el cual protege y sostiene los componentes electrónicos y otros dispositivos del satélite. Además, está relacionado con el sistema mecánico o mecanismos del prototipo, así como por ejemplo el dispositivo de despliegue de la antena.

### 2.3.2. SUBSISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA

Es el encargado de generar energía eléctrica al sistema, por medio de paneles solares. La energía generada se almacena en baterías la cual, es regulada y controlada, para distribuir a todo el sistema.

### 2.3.3. SUSISTEMA DE CONTROL TÉRMICO

Es el encargado de mantener a los componentes eléctricos y estructura del sistema, dentro de los límites seguros de temperatura, en modo de operación.

#### **2.3.4. SUBSISTEMA DE CONTROL DE ACTITUD**

Es el encargado de controlar la posición y orientación del nanosatélite, en la órbita terrestre asignada por la misión espacial.

#### **2.3.5. SUBSISTEMA DE MANEJO DE DATOS**

Los módulos de manejo de datos incluyen el subsistema de comunicaciones y ordenador a bordo, el cual está compuesto por el hardware de los diferentes subsistemas.

### **2.4. MEDIOAMBIENTE ESPACIAL**

El espacio exterior o simplemente llamado espacio, se refiere a las regiones relativamente vacías del universo fuera de las atmósferas de los cuerpos celestes. El entorno espacial está compuesto por los distintos fenómenos de origen natural que son (NASA, 1994):

- La atmosfera terrestre,
- Ambiente térmico,
- El plasma,
- Los meteoritos, micrometeoritos y desechos orbitales,
- El medio ambiente solar,
- La radiación ionizante,
- El campo geomagnético,
- El campo gravitacional.

Las observaciones y teorías sugieren que también contiene la materia oscura y energía oscura.

Otra de las características importantes del medio ambiente espacial es su alto vacío. Las naves espaciales que orbitan alrededor de la tierra, que se

encuentran a una altitud de 300 km, la presión atmosférica residual es típicamente menos de  $10^{-7}$  mb.

Además, la temperatura ambiente del espacio exterior, según lo establecido por la radiación de fondo dejada por el Big Bang, está a sólo 2.7 grados Kelvin (MARTINEZ, 1992).

### **2.4.1. LA ATMÓSFERA TERRESTRE**

La región de la atmósfera de la Tierra contiene componentes atmosféricos neutrales, como se muestra en la figura 4, en el cual se encuentra ubicado por encima de 90 km hasta 600 km la termosfera neutral y la región superior a 600 km, conocida como exosfera.

La termosfera se compone principalmente de partículas de gas neutro que tienden a estratificarse en función de su peso molecular. El oxígeno atómico (AO) es el componente dominante en la termosfera inferior, con helio y el hidrógeno dominando las regiones más altas.

La temperatura del gas neutro en la termosfera baja aumenta rápidamente con el aumento de la altitud desde un mínimo a 90 km de altitud hasta que se vuelve independiente y se aproxima a una temperatura asintótica conocida como la temperatura de la exosfera, aproximadamente desde los 600 kilómetros.

La temperatura, así como la densidad, la composición de la termosfera y la exosfera, son muy sensibles al nivel de actividad solar, debido a un calentamiento por absorción de la radiación solar ultravioleta extrema (EUV).

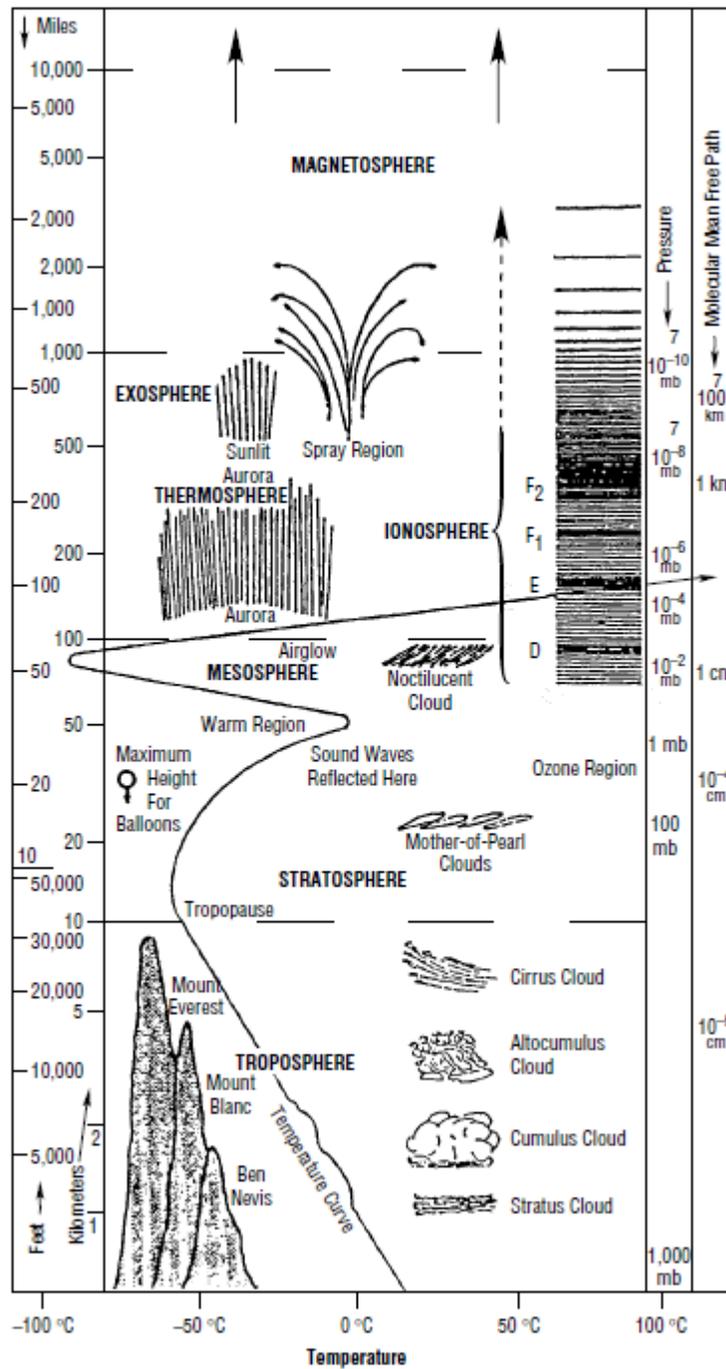


Figura 4. Capas de la atmosfera de la Tierra.

Fuente: (NASA, 1994).

## 2.4.2. AMBIENTE TÉRMICO

Una nave espacial en el espacio puede interactuar con su entorno térmico solo por radiación, esta interacción se caracteriza por el intercambio de energía por medio de las siguientes fuentes (Fortescue, Thermal Control of Spacecraft, 2003), como se muestra en la figura 5.

- La radiación solar directa
- La radiación solar reflejada por el planeta cercano (Radiación de albedo)
- La radiación infrarroja IR emitida por la tierra
- La radiación desde la nave espacial que emite al espacio profundo

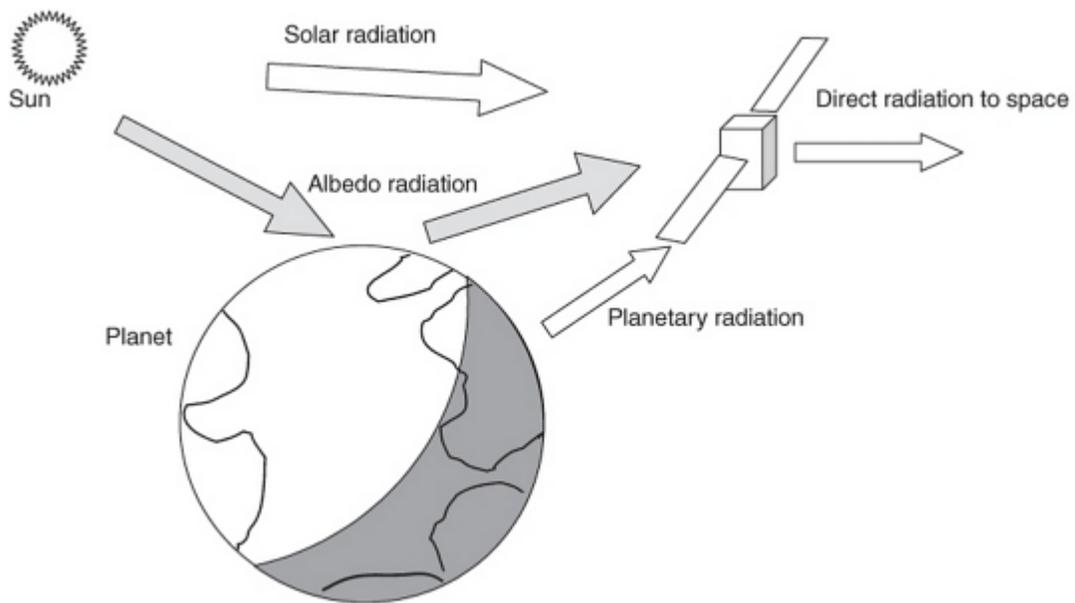


Figura 5. Entorno espacial térmico.

Fuente: (Fortescue, Thermal Control of Spacecraft, 2003).

La nave espacial experimentará el equilibrio térmico debido a la suma de las energías radiantes de las fuentes mencionadas anteriormente, junto con cualquier disipación de energía interna de la misma, sea igual a la energía emitida al espacio lejano. Por lo tanto este equilibrio térmico, determinará la temperatura física de la nave espacial.

### 2.4.2.1. RADIACIÓN SOLAR

La luz del sol al ser una de las mayores fuentes de calefacción ambiental, va a incidir sobre las naves espaciales que están en su órbita terrestre. Para el análisis y diseño térmico, se determinaron los principales parámetros de radiación solar, los cuales son:

- La distribución espectral
- La intensidad de radiación
- Angulo de colimación

La distribución espectral de la radiación solar se aproxima a la de un cuerpo negro a una temperatura efectiva de 5800 [°K], en la región de longitud de onda corta ( $0.2 \leq \lambda \leq 3 \mu\text{m}$ ), como se muestra en la figura 6.

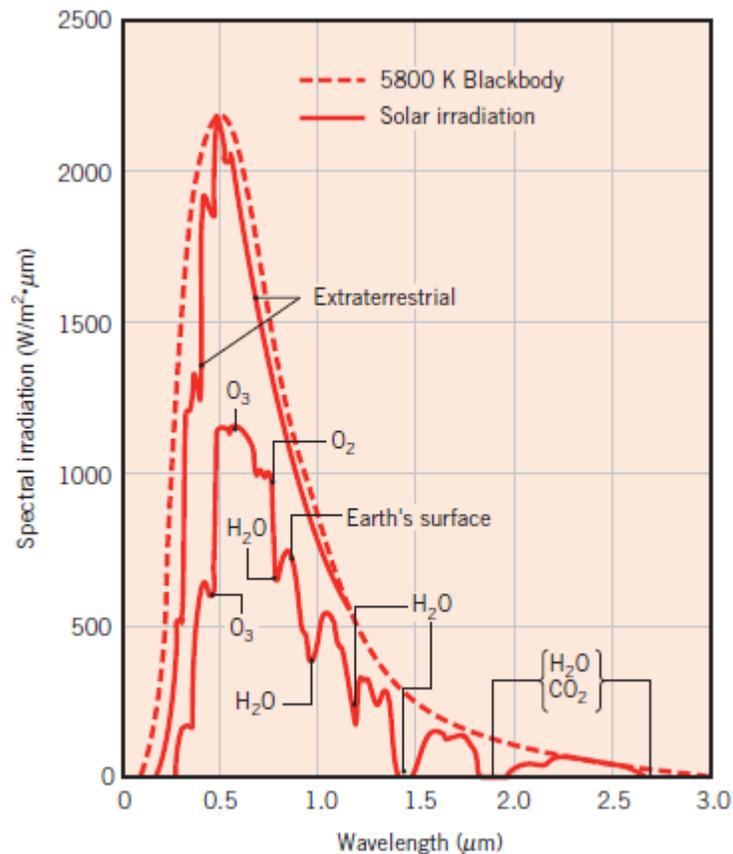


Figura 6. Distribución espectral de la radiación solar.

Fuente: (Incropera, Radiation: Processes and Properties, 2011).

La intensidad de la radiación solar que llega al exterior de la atmosfera terrestre por unidad de tiempo y área, se define como constante solar, con un valor de  $1371 \pm 5$  [W/m<sup>2</sup>].

El grado o ángulo de colimación significa, que la luz solar que incidente en una nave espacial para los propósitos de control térmico, puede ser considerado como un haz de rayos paralelos que se emana de una fuente puntual.

#### **2.4.2.2. RADIACIÓN DE ALBEDO**

La fracción de la radiación solar que se refleja desde la superficie o de la atmósfera de un planeta, se conoce como el albedo planetario. Su valor depende en gran medida de la superficie local y las propiedades de la atmósfera. Para la Tierra, este valor se encuentra en el rango de:

- 0,35 (caso caliente),
- 0,30(caso nominal) y
- 0,25 (caso frio).

Los programas que calculan la energía de albedo deben usar el factor de albedo nominal de 0,30 (NASA, 1999).

#### **2.4.2.3. RADIACION TERRESTRE**

Dado que los planetas del sistema solar tienen temperaturas que no son cero, todos irradian calor. Debido a su temperatura relativamente baja, la Tierra irradia todo su calor en forma de longitud de onda infrarrojo entre 2 y 50  $\mu\text{m}$ , con intensidad pico alrededor de 10  $\mu\text{m}$ . Por esta razón, la radiación terrestre se refiere como radiación térmica. La distribución espectral de la radiación térmica de la tierra se muestra en la figura 7.

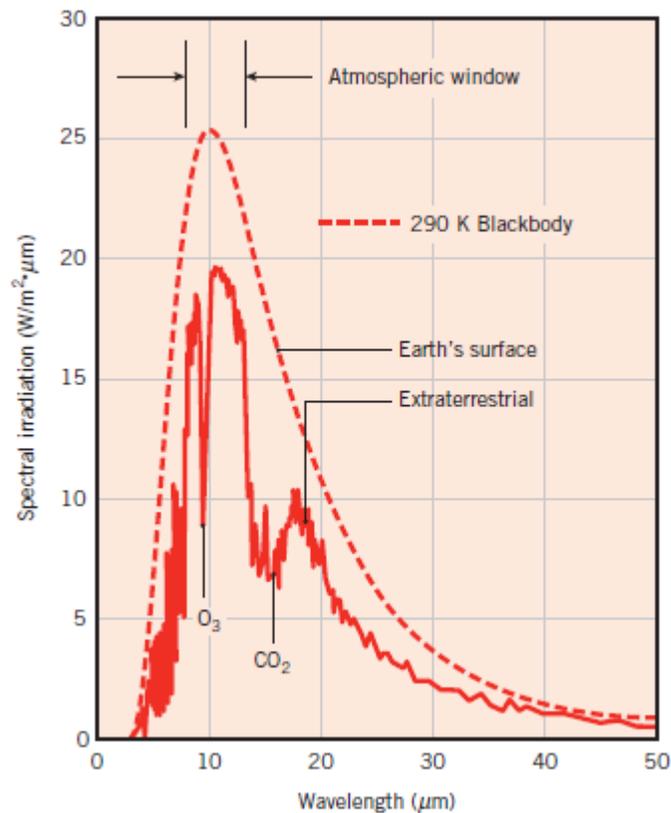


Figura 7. Distribución Espectral de la radiación térmica de la tierra.

Fuente: (Incropera, Radiation: Processes and Properties, 2011).

La atmósfera es esencialmente opaca en gran parte del espectro infrarrojo, con importantes ventanas transparentes alrededor de 8 y 13  $\mu\text{m}$ . Por lo tanto, la radiación que una nave espacial, se ve compuesta de la radiación de la atmósfera superior irradiando a una temperatura efectiva del cuerpo negro de 218 [°K].

Para la mayoría de los propósitos prácticos, se asume que la intensidad con la que la tierra irradia es de 237 [ $\text{W}/\text{m}^2$ ], esta radiación térmica se encuentra de manera uniforme en toda el área de la sección transversal de la Tierra. (Fortescue, Thermal Control of Spacecraft, 2003)

La figura 8 muestra la región espectral de la radiación térmica ambiental o energía electromagnética.

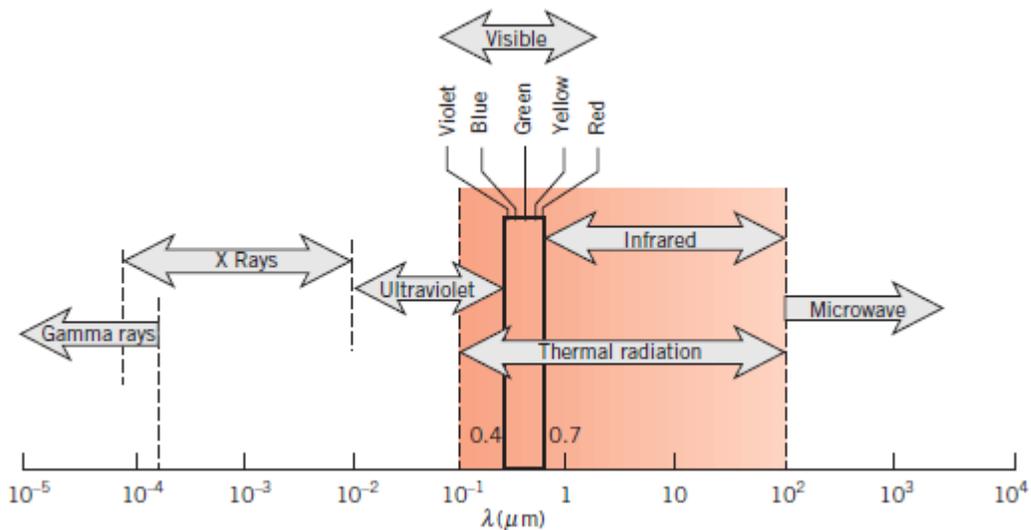


Figura 8. Espectro de la radiación electromagnética.

Fuente: (Incropera, Radiation: Processes and Properties, 2011)

#### 2.4.2.4. RADIACIÓN EMITIDA DE LA NAVE ESPACIAL

La nave en sí tiene una temperatura finita, por lo tanto, también irradia calor al espacio, y la temperatura de la misma será similar a la de la tierra (luego de un correcto diseño térmico), que irradiará todo su calor en la región infrarroja del espectro.

#### 2.5. MECÁNICA ORBITAL

La mecánica orbital o celeste es el estudio de los movimientos de los cuerpos celestes naturales en todos los aspectos dinámicos, y de las leyes que gobiernan el movimiento orbital. Estas mismas leyes son aplicadas en los satélites artificiales y naves espaciales que se desplazan bajo la influencia de las fuerzas. En el caso de la fuerza gravitatoria de atracción mutua que actúa entre dos cuerpos, se rigen a las leyes del movimiento de Newton, y de Kepler para describir el movimiento de los planetas en órbita (Fortescue, Celestial Mechanics, 2003).

### 2.5.1. ELEMENTOS DE UNA ORBITA

Son seis los principales parámetros que definen y describen una órbita (ver figura 9). Estos seis parámetros son llamados elementos orbitales clásicos los cuales son (Brown, Orbital Mechanics, 2002):

- **e = excentricidad:** determina el grado de desviación que la forma en la cual se acoplan con respecto a una órbita circular, sus valores son:
  - órbita circular  $e=0$
  - órbita elíptica  $0<e<1$
  - órbita parabólica  $e=1$
  - órbita hiperbólica  $e >1$
- **a = semieje mayor:** el tamaño de la órbita está definida por una mitad de la mayor dimensión de eje. ( Órbitas circulares se definen por el radio)
- **M = anomalía verdadera:** localiza la posición de la nave espacial en órbita.
- **i = Inclinación:** es el ángulo entre el plano de la órbita y el plano de referencia o el ángulo entre las normales a los dos planos.
- **$\Omega$  = Longitud del nodo ascendente:** es el ángulo entre el vector de equinoccio de primavera y el nodo ascendente medido en el plano de referencia en un sentido antihorario, en la dirección que se ve desde el hemisferio norte.
- **$\omega$  = Argumento del perigeo:** es el ángulo desde el nodo ascendente al perigeo, medido en el plano orbital en la dirección de movimiento de la nave espacial. El ascendente nodo es el punto en el que la nave espacial cruza el plano de referencia dirigido desde sur a norte. La línea de nodos es la línea formada por la intersección de la órbita del plano y el plano de referencia. El nodo ascendente y el nodo descendente están en esta línea.

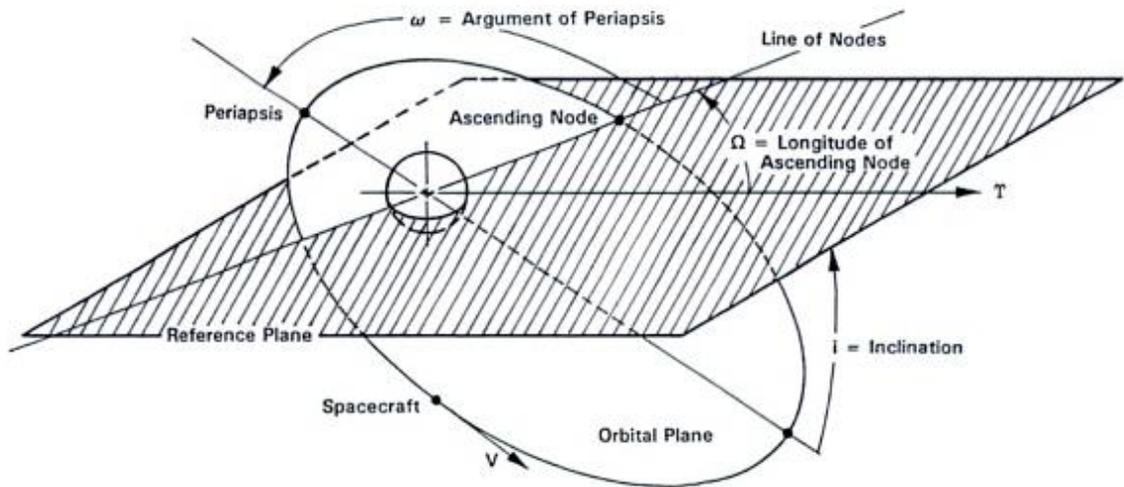


Figura 9. Elementos Orbitales.

Fuente: (Brown, Orbital Mechanics, 2002).

Los tres primeros elementos definen la forma, tamaño y posición; mientras que los tres últimos definen la orientación de la órbita en el espacio.

### 2.5.2. TIPOS DE ÓRBITAS

Mientras que la mecánica celeste se refiere a la dinámica de una nave espacial y de la órbita respecto a las estrellas, uno de los aspectos de análisis de la misión es poner en relación ambos órbita y actitud respecto a la tierra. Para los propósitos de estudio, es conveniente colocar misiones en categorías basadas en su tipo de órbitas (ver figura 10). Los siguientes cubren la mayoría de aplicaciones (Fortescue, Mission Analysis, 2003):

- **Órbita terrestre baja (LEO):** Es una órbita geocéntrica que se encuentra a una altitud de 160 km (altitud sobre el nivel del mar) a 2000 km. Su periodo durante una vuelta dura aproximadamente 90 minutos y la velocidad orbital es de 8000 m/s.
- **Órbita terrestre media (MEO):** Es una órbita geocéntrica con una altitud entre 2000 km y hasta el límite de la órbita geosíncrona de 36 000 km. También se conoce como órbita circular intermedia.

- **Órbita terrestre geoestacionaria (GEO):** Es una órbita geosíncrona con una inclinación de cero. Para un observador en el suelo este satélite aparecería como un punto fijo en el cielo. El periodo orbital es igual a un día sideral, coincidiendo con el periodo de rotación de la tierra. La velocidad es de aproximadamente 3000 m/s.
- **Órbita terrestre alta (HEO):** Es una órbita geocéntrica con altitudes en apogeo superior a la de la órbita geoestacionaria. Es una órbita altamente elíptica, donde la altitud en el perigeo se encuentra a menos de 2000 km.
- **Órbita interplanetaria (no geocéntrica):** Es una órbita que aparece a un observador de tierra orbitando un planeta, pero en realidad está en co-órbita con ella.

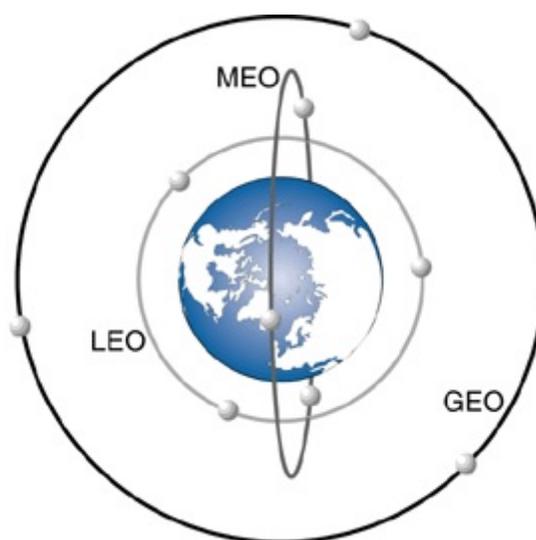


Figura 10. Tipos de orbitas.

Fuente: (SATELLITE NEWS, 2013).

Las órbitas más comunes para el medio ambiente de los satélites son las GEO y las LEO. Por ejemplo, la Estación Espacial Internacional, el transbordador espacial, y el Telescopio Espacial Hubble están en órbita terrestre baja (Polaris Project, 2001).

### 2.5.3. ORIENTACIÓN ORBITAL

La elección de la órbita a distancia LEO se rige por los objetivos de la misión y los requisitos operativos de la carga útil. Para lograr una cobertura casi global, el plano de la órbita debe estar inclinado a aproximadamente  $90^\circ$  con respecto al plano ecuatorial de la Tierra (plano de referencia de la figura 9).

Para una visualización cercana de todas las partes de la superficie de la Tierra, es necesario adoptar una órbita polar de baja altitud, con la órbita fija en el espacio y la rotación de la Tierra por debajo de ella. El resultado es que, las pistas sucesivas de las órbitas de la tierra cruzan el ecuador en los puntos que se mueven hacia el oeste, como se muestra en la figura 11.

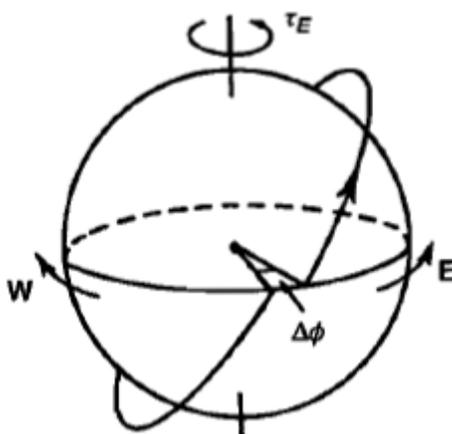


Figura 11. Movimiento del plano orbital.

Fuente: (Fortescue, Mission orbit design, 2003).

La misión de un satélite de este tipo, a menudo se centra en una región geográfica como interés particular. Para una elección apropiada de la posición orbital de nodo (cruce del ecuador) con respecto al vector de la Tierra-Sol (ver figura 12), debe ser elegido de manera óptima para cumplir con los objetivos de la misión de teleobservación.

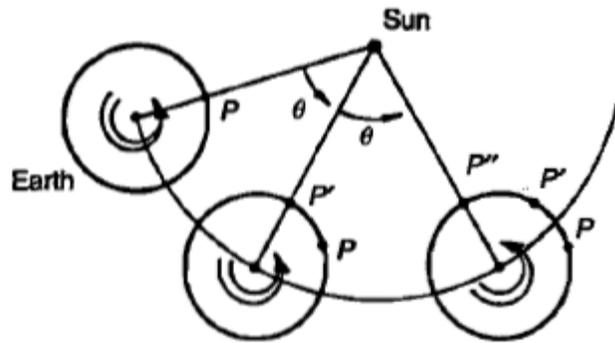


Figura 12. Movimiento solar y sideral.

Fuente: (Fortescue, Mission orbit design, 2003).

Las configuraciones de las órbitas síncronas solares se ilustra en la figura 13, que son:

- Quando el satélite está en órbita del amanecer y atardecer del día.
- Quando el satélite está en órbita de media tarde y media noche.
- Quando el satélite está en órbita de medio día y media noche.

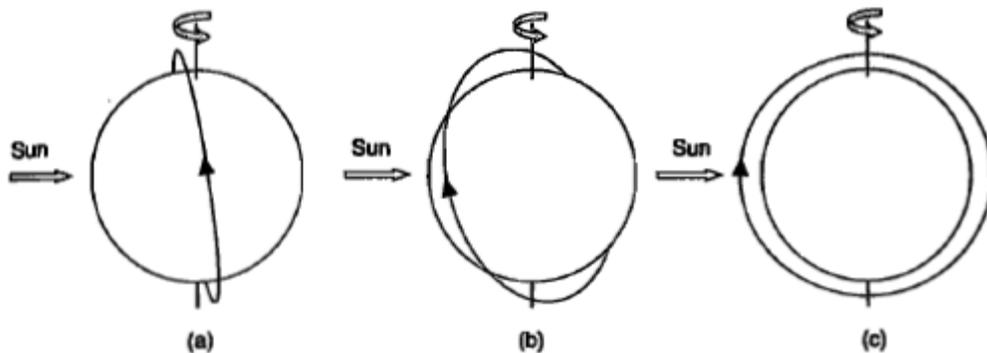


Figura 13. Órbitas síncronas solares.

Fuente: (Fortescue, Mission orbit design, 2003).

#### 2.5.4. VELOCIDAD ORBITAL

Es importante destacar que para un satélite, que se encuentra en una órbita circular, la relación entre la velocidad orbital y la altitud es estricta. Por lo tanto, la tarea del cohete al lanzar el satélite, es para liberarlo en el lugar apropiado en

el espacio, con la velocidad adecuada y dirección del movimiento para ponerlo en la órbita deseada.

Como resultado el satélite permanecerá en movimiento y trayectoria a lo largo de la línea entre centros, bajo las fuerzas gravitacionales y centrífugas ejercidas por la tierra. De esta manera los satélites pueden permanecer en órbita durante largos periodos de tiempo, sin necesidad de transportar una gran cantidad de combustible para mantenerlos en movimiento.

Los satélites a esta altitud se mueven a velocidades extraordinarias para escapar parcialmente de la fuerza de atracción terrestre. Por ejemplo, un satélite en órbita baja de la Tierra LEO, viaja a una velocidad media de 26.000 a 27.000 km por hora.

Todos los cuerpos celestes, a partir de una mancha de polvo de una supernova, se sienten atraídos uno con el otro, de acuerdo con la ley de la gravitación universal de Newton:

$$F_g = \frac{MmG}{r^2} \quad (\text{Ec. 1})$$

donde

$F_g$  = fuerza universal de gravitación entre dos cuerpos

$Mm$  = masa de dos cuerpos

$G$  = constante universal de la gravitación =  $398600 \text{ [km}^3/\text{s}^2]$

$r$  = distancia entre el centro de las masas de los dos cuerpos.

La figura 14 muestra las fuerzas sobre una nave espacial en una órbita circular, bajo condiciones de dos cuerpos, donde la fuerza de la gravedad está definida por la ecuación 1, y la fuerza centrífuga es:

$$F_c = \frac{mV^2}{r} \quad (\text{Ec. 2})$$

donde

$F_c$  = fuerza centrífuga de la nave espacial

$V$  = velocidad de la nave espacial

$m$  = masa de la nave espacial

$r$  = radio desde el centro de la masa de la nave espacial al centro de la masa del cuerpo central.

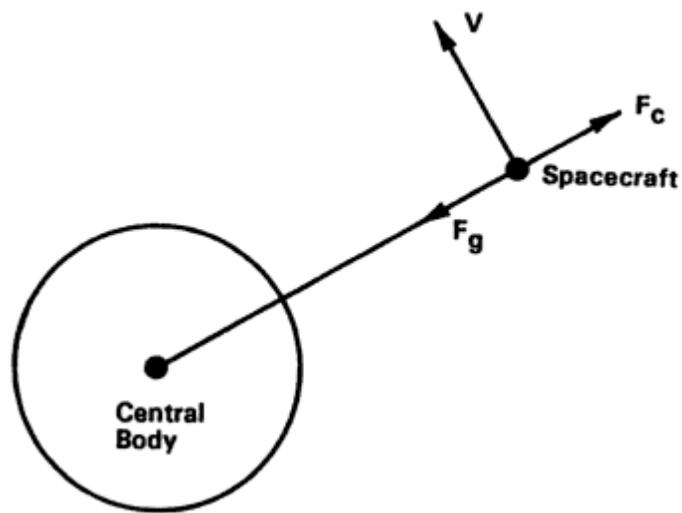


Figura 14. Movimiento de dos cuerpos - órbita circular.

Fuente: (Brown, Orbital Mechanics, 2002).

Para un movimiento circular de estado estable, las fuerza gravitacional y centrífuga se igualan, por lo tanto:

$$\frac{mV^2}{r} = \frac{MmG}{r^2}$$

despejando la velocidad orbital

$$V = \sqrt{MG/r} \text{ (Ec. 3)}$$

Es conveniente asignar un parámetro gravitacional  $\mu$ , que es el producto de la masa corporal central  $M$  y la constante de gravitación universal  $G$ , que es igual a:

$$\mu = MG \text{ (Ec. 4)}$$

Simplificando la ecuación 3, la velocidad para una órbita circular, es (Brown, Orbital Mechanics, 2002):

$$V = \sqrt{\mu/r} \text{ (Ec. 5)}$$

### 2.5.5. PERÍODO ORBITAL

Otro parámetro clave que se utiliza para describir el análisis en satélites, es el tiempo que toma para viajar alrededor de la Tierra una sola vez, es decir, para completar una órbita. Este tiempo se conoce como el período de la órbita. Cuando la altitud de la órbita aumenta, el satélite se mueve más lentamente y tiene que viajar más lejos en cada órbita, lo que resulta que el período también aumente o viceversa. (Brown, Orbital Mechanics, 2002)

Por lo tanto, utilizando la ecuación 5 de la velocidad orbital, se obtiene el período orbital para una órbita circular, que es igual a:

$$P = \frac{\text{longitud de la circunferencia}}{\text{velocidad}} = 2\pi\sqrt{r^3/\mu} \text{ (Ec. 6)}$$

### 2.6. PROCESOS DE TRANSFERENCIA DE CALOR

La transferencia de calor es la energía térmica en tránsito producida por la diferencia de temperatura. La transferencia de calor se divide en tres mecanismos (Incropera, Introducción, 2011):

- Convección
- Conducción
- Radiación

### 2.6.1. CONVECCIÓN

Se define como el movimiento molecular aleatorio o movimiento volumétrico del fluido hacia una interface sólida, como capa límite. Este modo de transferencia de calor no se aplica en esta tecnología debido al vacío en el espacio.

### 2.6.2. CONDUCCIÓN

Se considera como la transferencia de energía de las partículas más energéticas a las menos energéticas de una sustancia debido a las interacciones entre las mismas, a través de un sólido o un fluido estacionario.

La ecuación fundamental de la conducción de calor en estado estacionario se conoce como la ley de Fourier. Para una pared plana unidimensional que se muestra en la figura 15, la distribución de temperatura se expresa como:

$$q_x'' = -k \frac{dT}{dx} \quad (\text{Ec. 7})$$

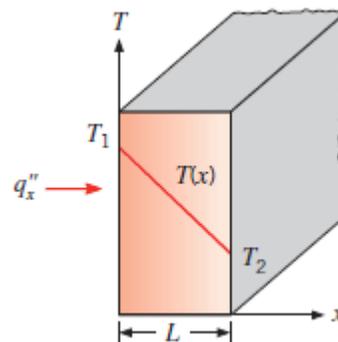


Figura 15. Transferencia de calor unidimensional por conducción.

Fuente: (Incropera, Introduction, 2011).

Bajo las condiciones de estado estable de la figura 15, donde la distribución de la temperatura es lineal, el gradiente de temperatura se expresa como:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{T_2 - T_1}{L}$$

y el flujo de calor entonces es

$$q_x'' = -k \frac{T_2 - T_1}{L}$$

o también

$$q_x'' = k \frac{T_1 - T_2}{L} = k \frac{\Delta T}{L} \quad (\text{Ec. 8})$$

donde

$q_x''$  = calor transferido por conducción [W/m<sup>2</sup>]

$\Delta x = L$  = longitud de la trayectoria [m]

$\Delta T = T_1 - T_2$  = diferencia de temperatura [°K]

$k$  = coeficiente de conductividad térmica [W/m · °K] (propiedad del material)

La distribución de temperatura en la pared plana de área  $A$  de la figura 16, se obtiene por medio de la ley de Fourier de la ecuación 7. Por lo tanto, la velocidad de transferencia de calor por conducción  $q_x$  [W], es:

$$q_x = -kA \frac{dT}{dx} = \frac{kA}{L} (T_{s,1} - T_{s,2}) \quad (\text{Ec. 9})$$

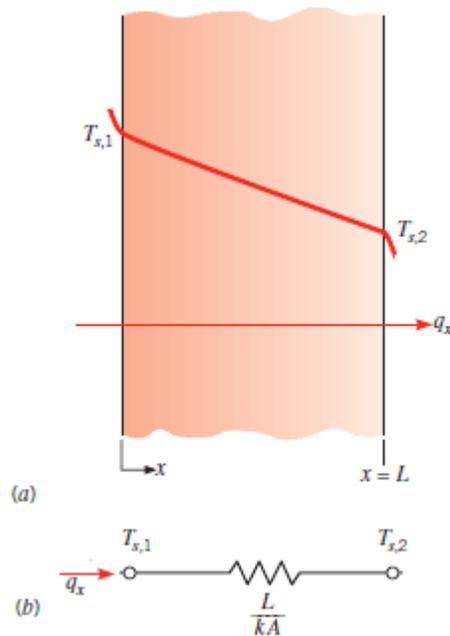


Figura 16. Transferencia de calor a través de una pared plana. (a) Distribución de la temperatura. (b) Circuito térmico.

Fuente: (Incropera, One-Dimensional, Steady-State Conduction, 2011).

Para el caso de la ecuación 9, la transferencia de calor unidimensional con propiedades constantes no genera energía interna. En particular, existe una analogía entre la difusión del calor y la carga eléctrica. De la misma manera que se asocia una resistencia eléctrica con la conducción de la electricidad, se asocia una resistencia térmica con la conducción de calor. Al definir la resistencia como la razón de un potencial de transmisión a la transferencia de calor correspondiente, se deduce que de la ecuación 9, la resistencia térmica para la conducción en una pared plana es (Incropera, One-Dimensional, Steady-State Conduction, 2011):

$$R_{t,\text{cond}} = \frac{T_{s,1} - T_{s,2}}{q_x} = \frac{L}{kA} \quad (\text{Ec. 10})$$

De manera similar, para la conducción eléctrica en el mismo sistema, la ley de Ohm proporciona una resistencia eléctrica de la forma:

$$R_{t,\text{cond}} = \frac{E_{s,1} - E_{s,2}}{I} = \frac{L}{\sigma A} \quad (\text{Ec. 11})$$

Como se puede observar existe analogía entre las ecuaciones 10 y 11.

Por lo tanto, la transferencia de calor total se expresa en términos de la diferencia de temperaturas y la resistencia térmica total (suma de las resistencias térmicas):

$$q_x = \frac{\Delta T}{R_{\text{total}}} \quad (\text{Ec. 12})$$

Del mismo modo esto se cumple en la transferencia de calor por convección y radiación.

### 2.6.3. RADIACIÓN

Es la energía emitida por la materia que se encuentra a una temperatura finita y que es transportada por ondas electromagnéticas (fotones). Este proceso de transferencia de calor ocurre de manera más eficiente en el vacío, como se muestra en la figura 17.

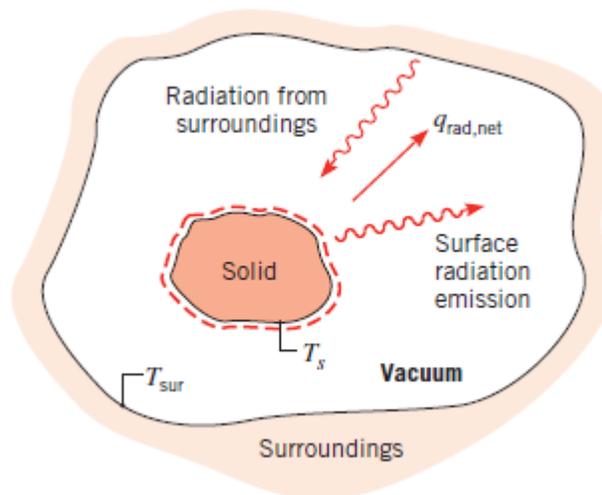


Figura 17. Proceso de transferencia de calor por radiación.

Fuente: (Incropera, Radiation: Processes and Properties, 2011)

La radiación que la superficie emite se origina a partir de la energía térmica de la materia limitada por la superficie, y la velocidad a la que libera energía por unidad de área ( $W/m^2$ ) se denomina la potencia emisiva  $E$ . Esta potencia emisiva está establecida por ley de Stefan-Boltzmann

$$E = \sigma T_s^4 \text{ (Ec. 13)}$$

donde

$\sigma$  = constante de Stefan-Boltzmann ( $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$ )

$T_s$  = temperatura absoluta de la superficie [ $^{\circ}\text{K}$ ]

Dicha superficie se llama radiador ideal o cuerpo negro.

El flujo de calor emitido por una superficie real es menor que la de un cuerpo negro a la misma temperatura y está dada por

$$E = \varepsilon \sigma T_s^4 \text{ (Ec. 14)}$$

donde

$\varepsilon$  = propiedad radiactiva de la superficie llamada emisividad (valores de rango entre  $0 \leq \varepsilon \leq 1$ )

La radiación también puede incidir sobre una superficie desde sus alrededores. La radiación puede provenir de una fuente especial, como el sol, o de otras superficies a las que se expone la superficie de interés. Sin tener en cuenta la fuente, la velocidad a la que toda la radiación incide sobre un área unitaria de la superficie, se define como la irradiación  $G$  (ver figura 18).

Una parte de la irradiación, o toda, puede ser absorbida por la superficie, y así se aumentaría la energía térmica del material. Por lo tanto, la velocidad a la que la energía radiante es absorbida por unidad de superficie se puede evaluar a partir del conocimiento de la propiedad radiactiva de dicha superficie denominada absorptividad  $\alpha$  (valores de rango entre  $0 \leq \alpha \leq 1$ ). Es decir:

$$G_{\text{abs}} = \alpha G \text{ (Ec. 15)}$$

Sin embargo, mientras que la radiación absorbida y emitida incrementa y disminuye, respectivamente la energía térmica de la materia; la radiación reflejada y transmitida no tiene ningún efecto sobre esta energía. La figura 18 muestra la transferencia de radiación en una superficie con emisividad  $\epsilon$ , absorptividad  $\alpha$ , y temperatura  $T_s$ .

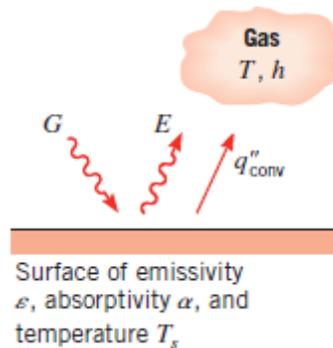


Figura 18. Intercambio de radiación en la superficie.

Fuente: (Incropera, Introduction, 2011).

Un caso especial que se produce con frecuencia implica el intercambio de radiación entre una superficie pequeña  $T_s$  y una superficie isotérmica mucho más grande que rodea por completo a la pequeña (ver figura 19). Los alrededores podrían ser, por ejemplo, ser las paredes de una habitación o un horno cuya temperatura  $T_{\text{sur}}$  difiere de la de una superficie cerrada ( $T_s \neq T_{\text{sur}}$ ). Para tal condición la irradiación se aproxima por la emisión de un cuerpo negro a  $T_{\text{sur}}$  en cuyo caso  $G = \sigma T_{\text{sur}}^4$ . Si se supone que la superficie es tal que  $\alpha = \epsilon$  (una superficie gris), la tasa neta de transferencia de calor por radiación desde la superficie, expresado por unidad de área de la superficie, es

$$q_{\text{rad}} = \frac{q}{A} = \epsilon E(T_s) - \alpha G = \epsilon \sigma (T_s^4 - T_{\text{sur}}^4) \text{ (Ec. 16)}$$

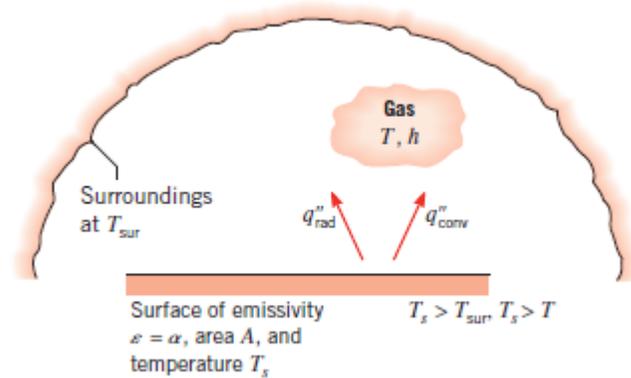


Figura 19. Intercambio de radiación entre una superficie y sus alrededores.

Fuente: (Incropera, Introducción, 2011).

La expresión de la ecuación 16 proporciona la diferencia entre la energía térmica que se libera debido a la emisión de radiación y la que se gana debido a la absorción de la radiación.

Para muchas aplicaciones, es conveniente expresar el intercambio neto de calor de radiación en la forma

$$q_{\text{rad}} = h_r A (T_s - T_{\text{sur}}) \quad (\text{Ec. 17})$$

donde, a partir de la ecuación 16, el coeficiente de transferencia de calor por radiación  $h_r$  es

$$h_r \equiv \varepsilon \sigma (T_s + T_{\text{sur}})(T_s^2 + T_{\text{sur}}^2) \quad (\text{Ec. 18})$$

El intercambio de radiación entre la superficie y sus alrededores también se puede modelar de manera similar a la transferencia de calor por convección. Por lo tanto, la resistencia térmica por radiación puede ser definida en referencia a la ecuación 17, como:

$$R_{t,\text{rad}} \equiv \frac{T_s - T_{\text{sur}}}{q_{\text{rad}}} = \frac{1}{h_r A} \quad (\text{Ec. 19})$$

Donde  $h_r$  se determina a partir de la ecuación 18, para una superficie y un entorno de gran tamaño.

## CAPÍTULO 3

### ANÁLISIS TÉRMICO

El presente capítulo presenta el análisis térmico, a través de los mecanismos de transferencia de calor, que determinaran el comportamiento térmico del CubeSat. Para el desarrollo de los modelos matemáticos, se realizó un previo análisis orbital, a partir de los elementos orbitales definidos por la misión espacial.

#### 3.1. REQUERIMIENTOS TÉRMICOS

Antes de determinar el análisis térmico, es necesario definir los límites de operación de temperatura de los elementos que componen es satélite durante la misión espacial. Estos rangos son especificados por el fabricante, los cuales se muestran en la tabla 1.

Tabla 1. Rangos de temperatura de los componentes del CubeSat.

Subsistemas	Componentes	Rango de temperatura [°C]
<b>Energía eléctrica</b>	Panel Solar (GomSpace, 2014)	-40 a +85
	Regulador/convertidor de voltaje DC-DC.	-40 a +85
	Batería recargable Li-Po	Carga: 0 a +45 Descarga: -20 a +60
<b>Determinación y Control de Actitud</b>	Magnetómetro/ sensor Solar	-40 a +85
<b>Manejo de datos</b>	Microprocesador/ Memoria de programa/	-40 a +85
	<b>Telemetría</b> Transmisor UHF/ antena	-40 a +85
<b>Estructura</b>	Tarjeta de circuito impresa	-40 a +85
	Chasis/tornillos	≤ 200

Fuente: (Pumpkin, Inc., 2013).

## 3.2. ANÁLISIS ORBITAL

En base a la altitud y orientación del nanosatélite especificados por la misión espacial, se determinó la velocidad y el período orbital.

### 3.2.1. ALTITUD

La misión espacial estándar, establece que es más simple y rentable la colocación del nanosatélite en la órbita terrestre baja LEO. En referencia a proyectos relacionados, el tipo de órbita por su excentricidad y altitud se definieron para una órbita circular a una altitud entre 350-400 km (Fernández, 2011). La tabla 2 establece los principales elementos para la ubicación del CubeSat en órbita.

Tabla 2. Elementos orbitales para la misión CubeSat.

Elementos orbitales	Parámetros para la misión
<b>Por su Excentricidad (e)</b>	Circular (e = 0)
<b>Altitud (a)</b>	400 Km
<b>Angulo de inclinación (i)</b>	80 - 90 ° (respecto al plano ecuatorial)

### 3.2.2. VELOCIDAD ORBITAL

Para una órbita circular, la velocidad orbital se determinó con respecto al radio ecuatorial medio  $R_0$  y la constante de gravitación universal  $\mu$ .

donde

$$R_0 = 6378 \text{ [km]} = \text{Radio de la tierra}$$

$$\mu = 398600 \text{ [km}^3/\text{s}^2] = \text{Constante de gravitación universal}$$

En base a la ecuación 5 del capítulo 2, sección 2.5.4:

$$V = \sqrt{\mu/r} \text{ [km/s]}$$

Donde el radio  $r$ , es la distancia entre el centro de la masa de la nave espacial y el centro de la masa de la tierra, es igual a:

$$r = R_0 + h \text{ (altitud de la órbita)} \text{ (Ec. 20)}$$

Por lo tanto, la velocidad orbital del nanosatélite para una altitud  $h$  de 400 km es:

$$V = 7.66 \left[ \frac{\text{km}}{\text{s}} \right] = 27576 \left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$$

### 3.2.3. PERÍODO ORBITAL

El período orbital es uno de los parámetros más importantes para el análisis térmico previo al diseño del sistema de control térmico y el sistema de energía. Este período se divide en dos fracciones de tiempo que son la luz solar y sombra o eclipse. Para determinar el período orbital  $P$ , se usó la ecuación 6 del capítulo 2, sección 2.5.5.

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} = 5553 \text{ [s]}$$

El período orbital para una altitud de 400 km es igual a 5553 s (92.5 min.).

Para una órbita circular, la figura 20 muestra la geometría para calcular la fracción de tiempo en la luz del sol y sombra. Al considerar que el sol se encuentra en el plano de la órbita, sus rayos terminales son esencialmente paralelos y tangentes a la tierra, se forma un triángulo rectángulo con el radio de la Tierra como cateto  $R_0$  y la hipotenusa, como la suma del  $R_0$  y la altitud de la órbita  $h$ .

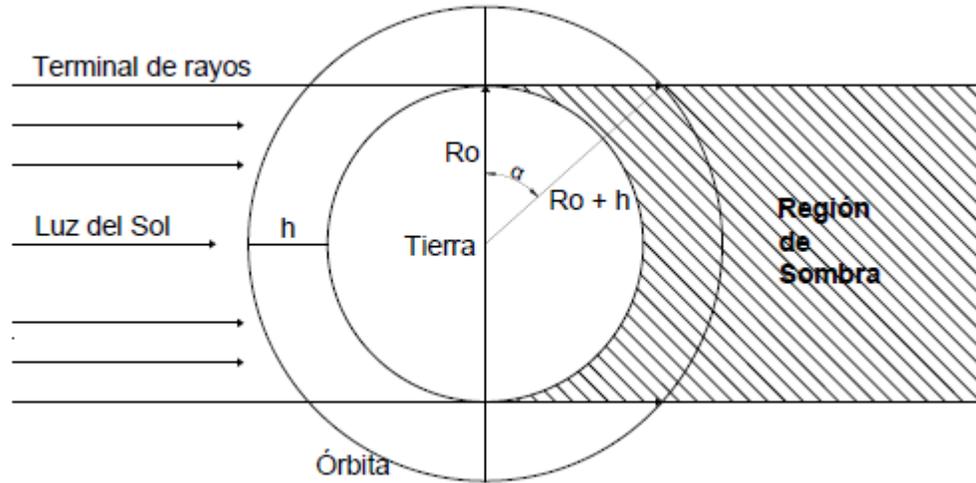


Figura 20. Período en la luz del sol (máximo eclipse) para una órbita circular

Fuente: (Pisacane, 2005).

La fracción de tiempo en la luz del sol y sombra es:

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{R_0}{R_0 + h}\right) \quad (\text{Ec. 21})$$

$$P_{\text{sol}} = \left(\frac{180 + 2\alpha}{360}\right) \quad (\text{Ec. 22})$$

$$P_{\text{som}} = \left(\frac{180 - 2\alpha}{360}\right) \quad (\text{Ec. 23})$$

donde:

$\alpha$  = Coseno del ángulo entre el radio de la tierra y radio del semieje mayor

$P_{\text{sol}}$  = Fracción de tiempo en la luz del sol

$P_{\text{som}}$  = Fracción de tiempo en la sombra

La tabla 3 muestra un resumen del período total, fracción de luz del sol, y de sombra, para una órbita circular.

Tabla 3. Período orbital, fracción de tiempo de luz solar y sombra a 400 km de altitud.

Periodo	Segundos [s]	Minutos [min]	Porcentaje [%]
<b>Luz del Sol</b>	3387	56.45	61
<b>Sombra</b>	2166	36.1	39
<b>Orbital Total <math>P_T</math></b>	5553	92.55	100

Además, el nanosatélite viajara un número de ciclos orbitales o revoluciones al día, que es:

$$n = \frac{86400 \left[ \frac{s}{\text{día}} \right]}{P_T[s]} = 15.55 \cong 16 \text{ (Ec. 24)}$$

Por lo tanto, durante la misión espacial el CubeSat viajará alrededor de 16 revoluciones por día.

### 3.2.4. ORIENTACIÓN DEL NANOSATÉLITE

Cuando el nanosatélite está en órbita alrededor del planeta, la posición del Sol respecto al mismo está continuamente cambiando. Si el satélite está directamente expuesto a la luz del sol o bajo la sombra de la Tierra, estará afectado por la perturbación por presión de la radiación solar y bajas temperaturas, respectivamente.

Para determinar la orientación y la forma cómo está girando el nanosatélite, se deben realizar consideraciones de ingeniería, como es la selección del subsistema de determinación y control de actitud. Para la misión, se asume un subsistema pasivo de control magnético, el cual alinea el nanosatélite a la red local del campo magnético de la Tierra en todos los puntos de la órbita.

Para una órbita circular, una de las caras del CubeSat se ubicará de forma constante hacia el nadir de la tierra (ver figura 21), hasta completar el ciclo orbital.

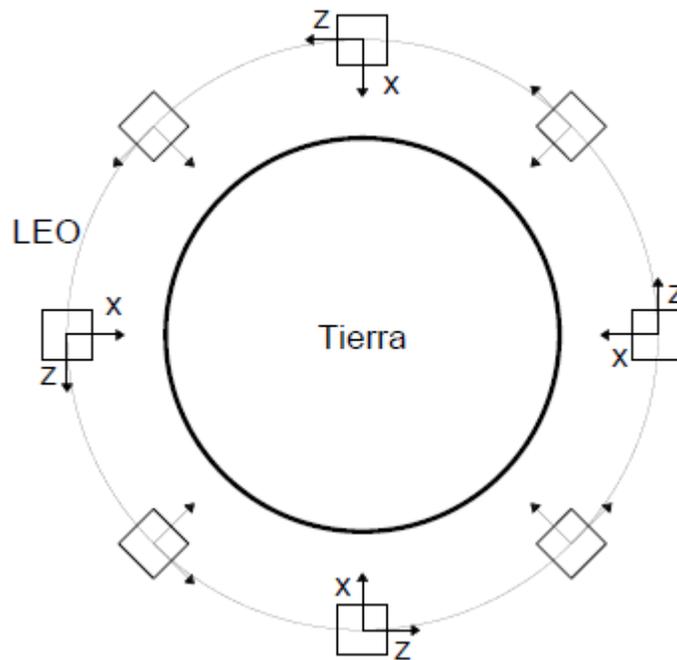


Figura 21. Orientación del CubeSat con un subsistema de control de actitud pasiva.

Cuando la radiación solar aparece como un haz de rayos casi paralelos que forman un ángulo ( ángulo cenital), con respecto a la normal de la superficie del CubeSat como se muestra en la figura 22. Su valor está dado por  $\sqrt{N}$  (Incropera, Radiación: Procesos y Propiedades, 2011).

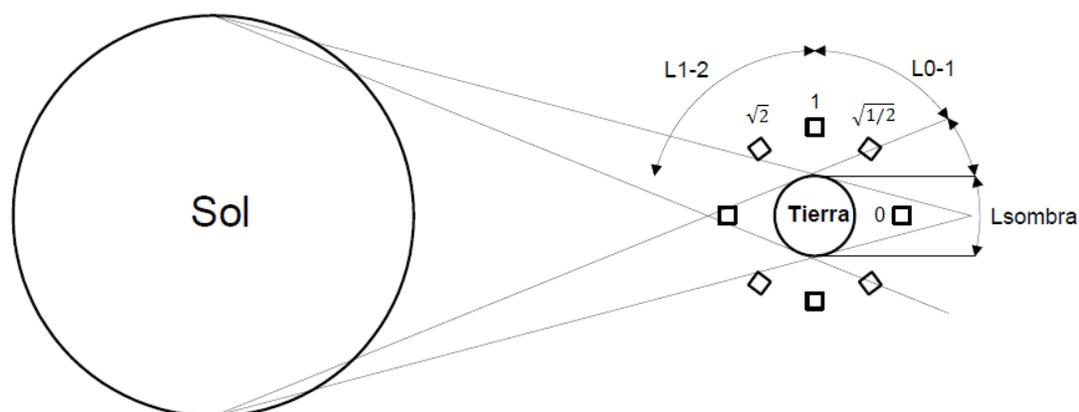


Figura 22. Posición del satélite respecto al vector solar.

### 3.2.5. SIMULACIÓN DEL CUBESAT EN ÓRBITA

Para la simulación del nanosatélite en órbita, se utilizó el “Kit de Herramientas de Sistemas” (STK), que es un paquete de software basado en el análisis gráfico (Analytical Graphics, Inc. AGI), que permite a los ingenieros y científicos desarrollar simulaciones dinámicas complejas de los problemas físicos del mundo real. Originalmente creado para las aplicaciones en el área aeroespacial, y la defensa e inteligencia militar.

La simulación espacial con STK se presenta como escenarios. Cada escenario define los parámetros y límites de la misión. Para la simulación del CubeSat en órbita, se creó un nuevo escenario (ver figura 23).

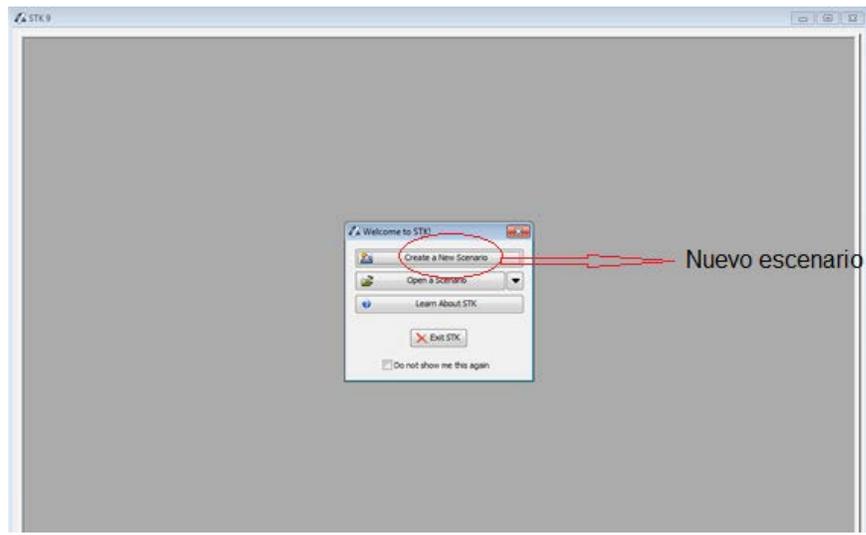


Figura 23. Ventana de inicio STK

Fuente: STK software.

Luego, se establecen los datos y parámetros de la misión, en este caso en la ventana de asistente de escenario como se muestra en la figura 24, se selecciona el período de tiempo para un ciclo orbital (intervalo de tiempo en orbitar la Tierra). De modo que los datos introducidos son los siguientes:

- Inicio: 14 de Abril de 2017 a las 17:00 h.
- Fin: 14 de Abril de 2017 a las 18:30 h.

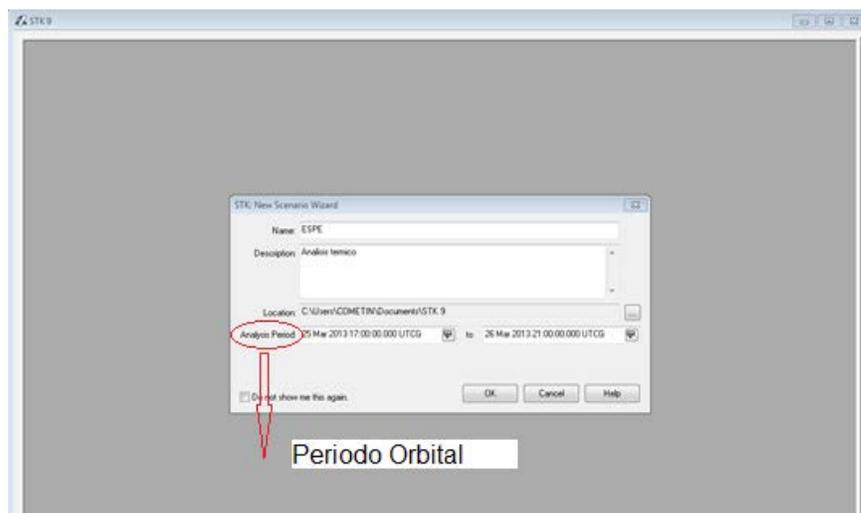


Figura 24. Asistente de escenario

Fuente: STK software.

Para efectuar el análisis se seleccionó el tipo de objeto a simular, ver figura 25. Primero se asigna el nombre de la misión espacial, ejemplo: “CubeSat ESPE”, y luego se definen los parámetros orbitales en la herramienta Orbit Wizard.

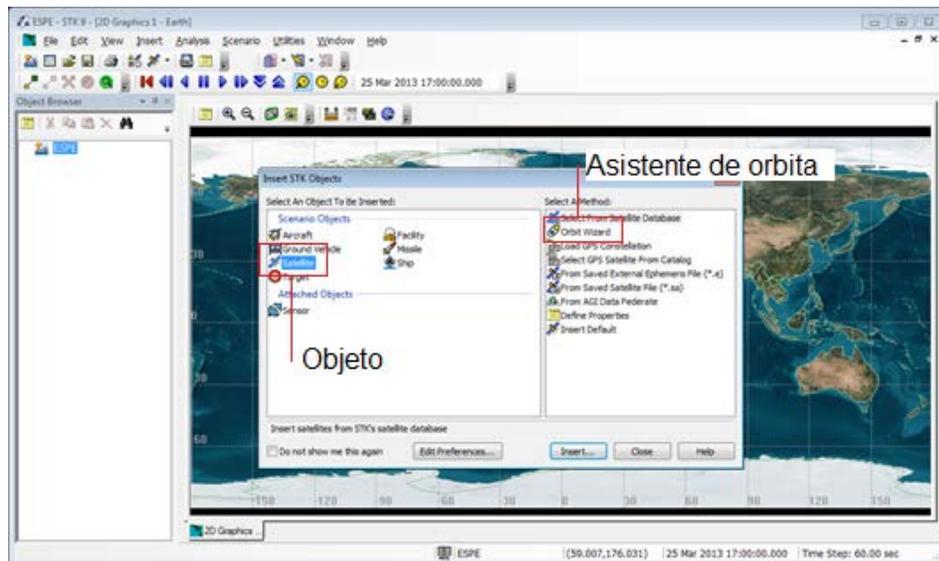


Figura 25. Ventana de Catalogo de Objetos STK

Fuente: STK software.

Luego, en la ventana de herramienta Orbit Wizard se ingresan los parámetros orbitales seleccionados por la misión espacial, como se muestra en la tabla la tabla 4.

Tabla 4. Parámetros orbitales del CubeSat para la simulación.

<b>Tipo de órbita</b>	Circular - LEO
<b>Altitud</b>	400 Km
<b>Angulo (i)</b>	80°
<b>RAAN</b>	20°

La figura 26 indica la ruta de navegación orbital del nanosatélite (línea resaltada con el color verde) en el mapamundi impartido por STK.

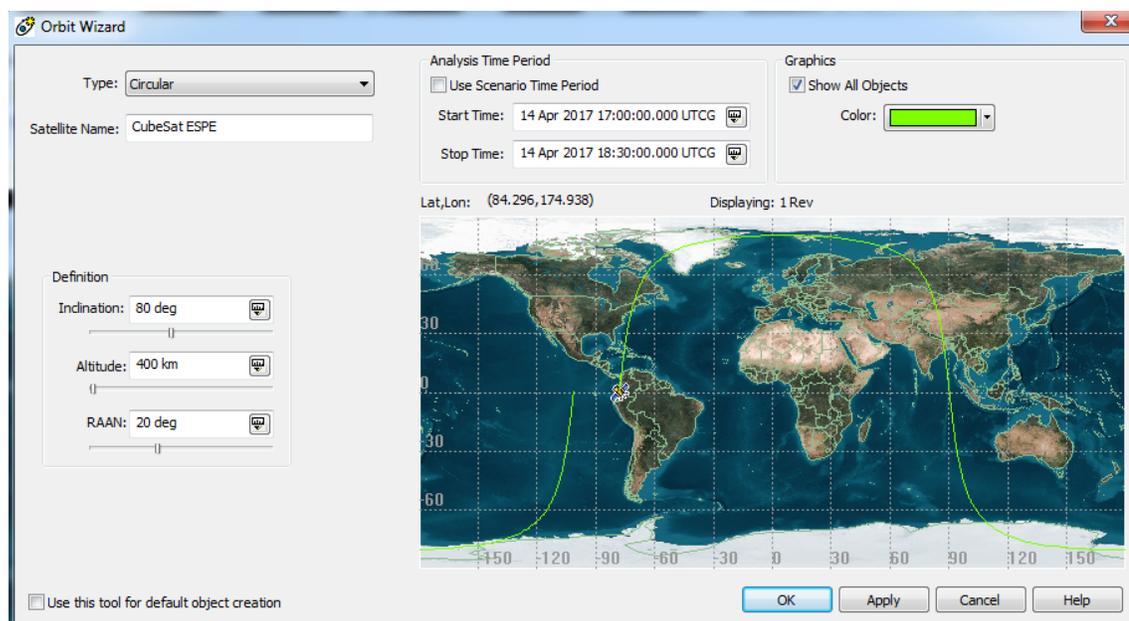


Figura 26. Ventana del asistente de Orbita

Fuente: STK software.

### 3.2.5.1. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

Esta simulación muestra el uso de las especificaciones técnicas de la misión, para obtener el período de iluminación del sol (máxima sombra). La figura 27 presenta un reporte y grafico del tiempo de iluminación solar y sombra para un período orbital, aproximadamente 3238 s (60 %) y 2162 s (40 %), respectivamente.

Además, la simulación del software STK ofrece la posibilidad de calcular el tiempo de vida aproximado de operación durante la misión espacial.

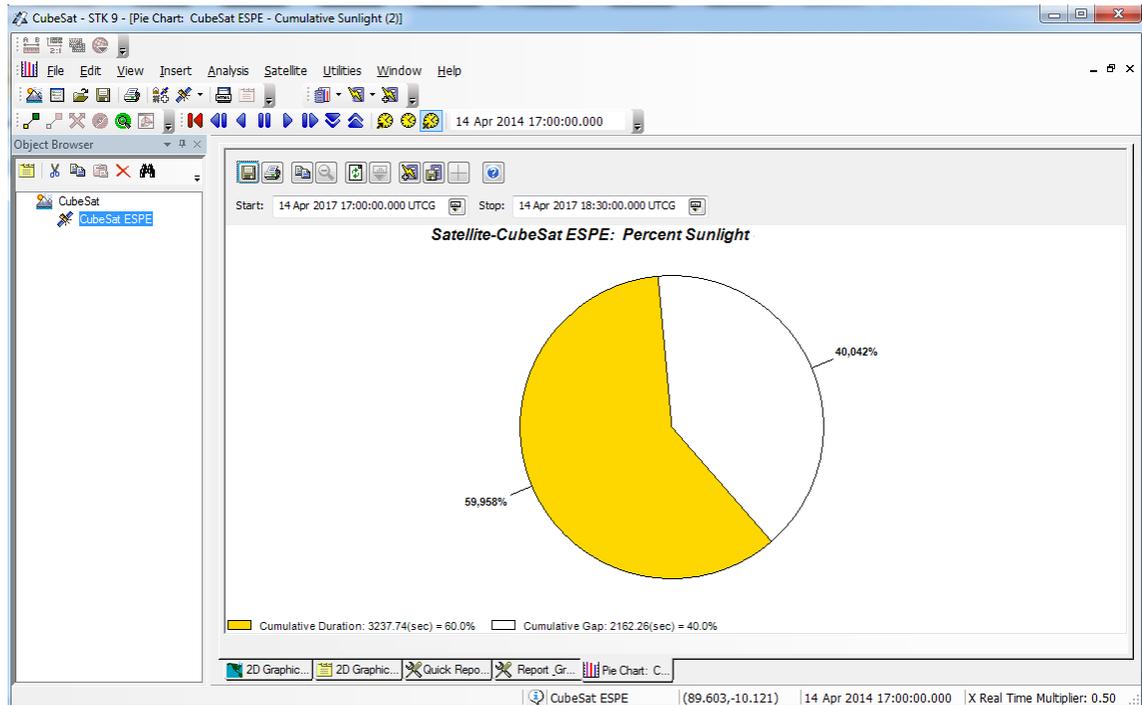


Figura 27. Porcentaje de iluminación de luz solar (máxima sombra) durante un periodo orbital.

Fuente: STK software.

### 3.3. GENERACIÓN DE CALOR

Las principales fuentes de energía que generan calor en el nanosatélite, cuando este se encuentra en LEO, son: la radiación solar, la radiación de albedo, la radiación infrarroja IR de la tierra y la radiación que emite la nave espacial al espacio profundo; como se especificó en la sección 2.4.2 del capítulo 2.

Durante todo este proceso la nave espacial experimenta un balance de energía, como resultado de la diferencia de temperatura entre el sistema y sus alrededores. Para determinar este balance de energía se definieron los siguientes factores que son: las propiedades físicas y radiactivas, los factores de forma, la geometría del sistema y la orientación del nanosatélite.

Además, la nave espacial transforma un porcentaje de la energía térmica en energía eléctrica durante cada ciclo orbital en el periodo de luz solar, por medio de los paneles fotovoltaicos.

### 3.3.1. PROPIEDADES FÍSICAS Y RADIATIVAS

Las propiedades físicas de los materiales presentes en los elementos del nanosatélite, son necesarias para el desarrollo del análisis térmico. En la tabla 5 y 6 se muestran las propiedades físicas y radiactivas, respectivamente.

Tabla 5. Propiedades físicas de los materiales.

Componente	Material	Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	Conductividad [W/m <sup>2</sup> K]	Calor específico [J/kg <sup>o</sup> K]
<b>Célula solar</b>	GaAs, Ge y GalnP2	5152	53	323
<b>Tarjetas electrónicas</b>	Fibra de vidrio FR-4	1900	0.23	1150
<b>Estructura</b>	Aluminio 6061 T6	2700	167	885
<b>Batería</b>	Litio polímero	2780	85	1730

Fuente: (Biblioteca de Materiales-Ansys Workbench Software)

Tabla 6. Propiedades radiactivas

Componente	Emisividad [ $\epsilon$ ]	Absortividad [ $\alpha$ ]
<b>Célula solar</b>	0.85	0.92
<b>Tarjetas electrónicas</b>	0.85	0.92
<b>Estructura</b>	0.84	0.14

Fuente: (GomSpace-Pumki-CubeSatKit)

### 3.3.1.1. PROMEDIO DE LAS PROPIEDADES RADIATIVAS

Debido al contacto del CubeSat con el P-POD, los paneles solares cubren un porcentaje del área de cada uno de los lados del prototipo. Esto significa que la superficie de cada uno de los lados no tendrán los mismos valores de emisividad y absorptividad. Al suponer que el panel solar cubre en un 80 % y el 20 % restante conforman los rieles del lado de la estructura, el promedio de la propiedad superficial se obtiene de la siguiente forma:

$$\bar{\alpha}_{Al-ps} = 0.2 \alpha_{Al} + 0.8 \alpha_{Cs} \text{ (Ec. 25)}$$

$$\bar{\epsilon}_{Al-ps} = 0.2 \epsilon_{Al} + 0.8 \epsilon_{Cs} \text{ (Ec. 26)}$$

donde:

$\bar{\alpha}_{Al-ps}$  = promedio de la absorptividad del lado y panel solar

$\bar{\epsilon}_{Al-ps}$  = promedio de la emisividad del lado y panel solar

$\alpha_{Al}$  = absorptividad del aluminio 6061-T6

$\epsilon_{Al}$  = emisividad del aluminio 6061-T6

$\alpha_{Cs}$  = absorptividad del panel solar

$\epsilon_{Cs}$  = emisividad del panel solar

Al remplazar los valores de la propiedades radiactivas en las ecuaciones 25 y 26, los valores se presentan en la tabla 7.

Tabla 7. Promedio de la absorptividad y emisividad de las superficies del CubeSat.

Superficies Cubiertas:	Absorptividad	Emisividad
1,2,3,4,5,6	$[\bar{\alpha}_{Al-ps}]$	$[\bar{\epsilon}_{Al-ps}]$
<b>80% Ps, 20% Al-6061-T6</b>	0.76	0.84

### 3.3.2. FACTOR DE VISTA

Para determinar el intercambio de radiación entre la superficie de la nave espacial y la tierra, se debe calcular el factor de forma o visión. Dicho factor se define como la fracción de la energía radiante que incide directamente en una superficie de recepción (superficie del nanosatélite), con respecto a la energía radiante total que sale de la superficie de envío (Tierra). Por lo tanto, el factor de forma se calcula de la siguiente forma (Brown, Thermal Control, 2002):

$$F_{n \rightarrow t} = \frac{R_0^2}{(h + R_0)^2} \text{ (Ec. 27)}$$

donde:

$$\begin{aligned} R_0 &= \text{radio de la tierra} = 6378 \text{ km} \\ h &= \text{altitud del nanosatélite} = 400 \text{ km} \end{aligned}$$

Para la altitud de la misión el factor de visión es:

$$F_{n \rightarrow t} = 0.88$$

Además, existe otro factor que representa el reflejo entrante de la energía solar que colima con la tierra y está dado por la siguiente ecuación:

$$K = 0.657 + 0.54 \frac{R_0}{(h + R_0)} - 0.196 \left( \frac{R_0}{h + R_0} \right)^2 \text{ (Ec. 28)}$$

El valor del factor K es igual a:

$$K = 0.992$$

### 3.4. BALANCE DE ENERGÍA

El balance de energía o conservación de la energía, cumple con la primera ley de la termodinámica; la cual establece, que: "La energía no se puede crear ni destruir, solo se transforma".

Para el cálculo del equilibrio térmico del nanosatélite, se analizaron dos tipos de condiciones: de estado estable y transitorio.

### 3.4.1. ESTADO ESTABLE

El principio de conservación de la energía para un volumen de control establece que, la cantidad de energía térmica que ingresa  $E_{ent}$ , más la cantidad de energía térmica interna  $E_g$ , menos la cantidad de energía térmica que sale  $E_{sal}$ , debe ser igual al incremento de la cantidad de energía almacenada  $E_{alm}$ . Por lo tanto, la ecuación general para el balance de energía es igual a

$$E_{ent} + E_g - E_{sal} = \frac{dE_{alm}}{dt} = E_{alm} \text{ (Ec. 29)}$$

Para la condición de estado estable, la energía almacenada en el sistema es igual a cero, debido a que la temperatura en cada punto es independiente del tiempo. Por lo tanto, la ecuación 29 se reduce

$$E_{ent} + E_g - E_{sale} = \frac{dE_{alm}}{dt} = E_{alm} = 0 \text{ (Ec. 30)}$$

Además, la energía térmica interna que generan los componentes eléctricos se considera despreciable con relación a la energía de entrada, solo se considera la energía generada  $E_{g \rightarrow ps}$  por los paneles solares. Entonces, la ecuación 30 para el equilibrio térmico del sistema es

$$E_{ent} - E_{g \rightarrow ps} = E_{sale} \text{ (Ec. 31)}$$

La energía térmica que ingresa  $E_{ent}$  es igual a la energía total absorbida  $q_{abs}$  por el nano-satélite

$$E_{ent} = q_{abs} = q_{sol} + q_{t-IR} + q_{alb} \text{ (Ec. 32)}$$

donde

$$q_{sol} = \text{energía solar directa} = G_{sol} A_s \alpha_{Al-ps}$$

$$q_{t-IR} = \text{radiación IR de la tierra} = q_{IR} F_{n \rightarrow t} A_s \epsilon_{Al-ps}$$

$$q_{alb} = \text{energía solar reflejada por la tierra} = G_{sol} a F_{a \rightarrow e} A_s \alpha_{Al-ps} K_a$$

y, la energía térmica que sale  $E_{sal}$  es igual la energía que emite  $q_{emit}$  la nave espacial al espacio

$$E_{sal} = q_{emit} = \epsilon_{Al-ps} \sigma A_s (T_e^4 - T_{esp}^4) \quad (\text{Ec. 33})$$

La energía generada  $E_{g \rightarrow ps}$  por los paneles solares, es igual a

$$E_{g \rightarrow ps} = \eta G_{solar} A_s \quad (\text{Ec. 34})$$

Al remplazar las ecuaciones 32, 33 y 34 en la ecuación 31 la ecuación de balance de energía es igual a:

$$G_{sol} \alpha_{Al-ps} + q_{IR} F_{n \rightarrow t} \epsilon_{Al-ps} + G_{sol} a F_{n \rightarrow t} \alpha_{Al-ps} K_a - \eta G_{sol} = \epsilon_{IR} \sigma T_e^4 \quad (\text{Ec. 35})$$

donde

$F_{n \rightarrow t}$  = factor de vista entre el nanosatélite y la tierra

$K_a$  = factor de colimación de la energía solar

$G_{sol}$  = constante solar = 1371 [W/m<sup>2</sup>]

$q_{IR}$  = radiación infraroja de la tierra = 237 [W/m<sup>2</sup>]

$a$  = albedo = 30 %

$\alpha_{Al-ps}$  = absortividad solar en cada una de las superficies del nanosatélite

$\epsilon_{Al-ps}$  = emisividad IR en cada una de las superficies del nanosatélite

$A_s$  = área de la superficie [m<sup>2</sup>]

$\sigma$  = constante de stefan boltzmann = 5.67 x 10<sup>-8</sup> [W/m<sup>2</sup>°K<sup>4</sup>]

$T_e$  = temperatura de equilibrio en la superficie del nanosatélite [°K]

$T_{esp}$  = temperatura del espacio profundo = 2.7 [°K]

$\eta$  = eficiencia de conversión especificada por el fabricante = 28%

Para el análisis térmico tanto de estado estable como transitorio, la temperatura ambiente o del espacio profundo se supone igual a cero ( $T_{esp} = 0$ ).

Esto se debe, a que la radiación dejada por la continua expansión del Universo, coincide con la de un cuerpo negro a 2.7 ° K (capítulo 2, sección 2.4).

También, se considera la ley de Kirchhoff para la superficie de un lado del nanosatélite en dirección a la Tierra, donde su capacidad de absorción a una longitud de onda dada es igual a su emisividad en la misma longitud de onda [ $\bar{\alpha}_{Al-Cs}(IR) = \bar{\epsilon}_{Al-Cs}(IR)$ ] (Incropera, Radiación: Procesos y Propiedades, 2011).

En base a la ecuación 35, la temperatura de equilibrio  $T_e$  en la superficie del nanosatélite es igual a

$$T_e = \sqrt[4]{\frac{\sqrt{n} (G_{sol} \alpha_{Al-ps} + q_{IR} F_{n \rightarrow t} \epsilon_{Al-ps} + G_{sol} a F_{a \rightarrow e} \alpha_{Al-ps} K_a) - \eta G_{sol}}{\epsilon_{Al-ps} \sigma * 5}} \quad (Ec. 36)$$

La expresión  $\sqrt{n}$ , para n lados del nano-satélite, es igual al ángulo entre la superficie normal y el vector solar (Sección 3.2.4).

Para el análisis térmico de estado estacionario y transitorio, se consideraron dos casos extremos: caso caliente (luz del sol) y frío (sombra).

#### 3.4.1.1. CASO CALIENTE

Para determinar la temperatura de equilibrio en el caso caliente se consideraron dos escenarios diferentes, que dependen de los lados que reciben la radiación solar, de albedo e infrarroja generada por la Tierra. En base a la ecuación 36, los análisis son los siguientes:

- a) Primer escenario.-** Cuando recibe la radiación solar en un solo lado formando un ángulo de 0° ( $n = 1$ ) con la normal de la superficie, y el lado opuesto se encuentra dirección nadir a la Tierra, de esta manera recibe la energía de albedo e IR generado por la Tierra. Por lo tanto, la temperatura de equilibrio  $T_{e,cal}$  es igual a

$$T_{e,cal} = 261 \text{ [}^\circ\text{K]} = -12 \text{ [}^\circ\text{C]}$$

**b) Segundo escenario.-** Cuando dos lados que reciben la radiación solar forman un ángulo de  $45^\circ$  ( $n = 2$ ) con la normal de la superficie, y los lados opuestos reciben la energía de albedo e IR generado por la Tierra. Por lo tanto, la temperatura de equilibrio  $T_{e,cal}$  es igual a

$$T_{e,cal} = 292 \text{ [}^\circ\text{K]} = 19 \text{ [}^\circ\text{C]}$$

### 3.4.1.2. CASO FRIO

Durante el caso frío o sombra la presencia de la radiación solar se anula, y la nave espacial recibe solo la radiación infrarroja emitida por la Tierra  $q_{IR}$ . Por lo tanto, la ecuación 36 se reduce de la siguiente forma:

$$T_{e,fr} = \sqrt[4]{\frac{\sqrt{n}q_{IR}F_{n \rightarrow t}\epsilon_{Al-ps}}{\epsilon_{Al-ps}\sigma * 5}} \quad (\text{Ec. 37})$$

Del mismo modo que el caso caliente, se analizaron para dos escenarios diferentes en base a la orientación del satélite, para poder determinar la temperatura de equilibrio en este caso.

**a) Primer escenario.-** Cuando un lado está expuesto a la energía IR emitida por la Tierra.

$$T_{e,fr} = 165 \text{ [}^\circ\text{K]} = -108 \text{ [}^\circ\text{C]}$$

**b) Segundo escenario.-** Cuando dos lados se encuentran expuesto a la energía infrarroja IR emitida por la Tierra.

$$T_{e,fr} = 180 \text{ [}^\circ\text{K]} = -93 \text{ [}^\circ\text{C]}$$

### 3.4.1.3. RESUMEN DE RESULTADOS

En la tabla 8 se muestra el resumen de la temperatura de equilibrio en el caso caliente y frío, para los diferentes escenarios.

Tabla 8. Temperatura de equilibrio para el caso caliente y frío.

Condición de estado estable	Un lado Iluminado [°C]	Dos lados Iluminados [°C]
<b>Caso caliente</b>	-7	31
<b>Caso frío</b>	-108	-93

### 3.4.2. ESTADO TRANSITORIO

En el estado transitorio el equilibrio térmico del nanosatélite depende del tiempo, por lo tanto, la variación de energía almacenada o capacitancia térmica que se genera durante cada ciclo orbital, es diferente de cero ( $\frac{dT_x}{dt} = \frac{dE_{alm}}{dt} \neq 0$ ). Por lo tanto, el balance de energía para el nodo  $i$  y  $j$  adyacentes al nodo  $x$  del sistema, está dado por la siguiente ecuación (Brown, Thermal Control, 2002):

$$\sum_i^n K_i(T_i - T_x) + \sum_j^m R_j(T_j - T_x) + q_x = C_x \frac{dT_x}{dt} \quad (\text{Ec. 38})$$

La ecuación 38 utiliza el método de parámetros concentrados y la red de radiación de Oppenheim, donde los nodos representan volúmenes finitos o piezas del sistema termo físico, y la capacitancia térmica de un nodo es la masa del mismo por el calor específico. A su vez, cada nodo está conectado a otro mediante una conductancia térmica o conductor de radiación térmica, como se muestra la figura 28.

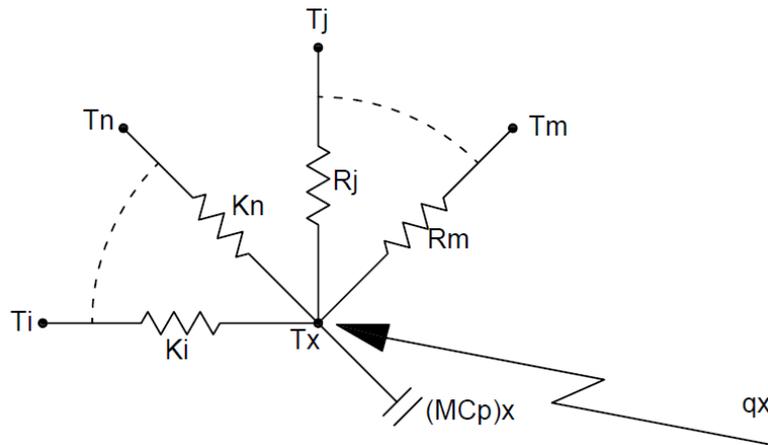


Figura 28. Red térmica generalizada.

Fuente: (Brown, Thermal Control, 2002).

Los conductores son la red de modelación matemática térmica que representan las trayectorias de flujo de calor a través de la cual la energía se transfiere desde un nodo a otro. La figura 28 ilustra la red térmica que comprende la temperatura  $T_x$  del nodo del elemento, la capacitancia térmica  $q_x$ , y los conductores térmicos  $K_i$  y  $R_j$ .

Luego de derivar la ecuación 38 y despejar la temperatura del nodo en estudio  $T_x'$ , se obtiene:

$$T_x' = T_x + \frac{\Delta t}{(MC_p)_x} \left[ \sum_i^n K_i(T_i - T_x) + \sum_j^m R_j(T_j - T_x) + q_x \right] \quad (\text{Ec. 39})$$

donde

$K_i$  = conductor de conductividad

$R_j$  = conductor de radiación

$M$  = masa del nodo

$C_p$  = calor específico del material

$q_x$  = carga térmica externa

$\Delta t$  = intervalo del tiempo

$T_i$  = temperatura inicial

$T_j$  = temperatura ambiente

$T_x$  = temperatura al comienzo de la etapa de tiempo o en el tiempo antiguo

$T_x'$  = temperatura en el nuevo tiempo después de un paso de tiempo

Para el conductor de conductividad (ver figura 29), la energía se transmite mediante comunicación molecular y se calcula de la siguiente manera

$$K_i = \frac{kA}{\Delta x} \text{ (Ec. 40)}$$

donde:

$k$  = conductividad térmica del material

$A$  = área del nodo

$\Delta x$  = distancia entre nodos

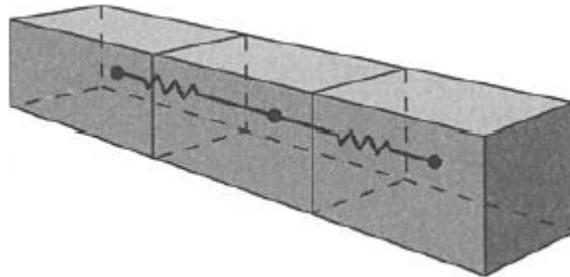


Figura 29. Conductor de conducción.

Fuente: (NASA, Thermal Network Modeling Handbook, 2000)

El conductor de radiación (ver figura 30) y coeficiente de transferencia de calor por radiación, transfiera la energía a través de las ondas electromagnética y se calcula de la siguiente manera

$$R_j = \sigma B[(T_j^2 + T_x^2)(T_j + T_x)] \text{ (Ec. 41)}$$

donde:

$B$  = resistencia radiativa superficial =  $A\varepsilon/(1 - \varepsilon)$

$\varepsilon$  = emisividad del material

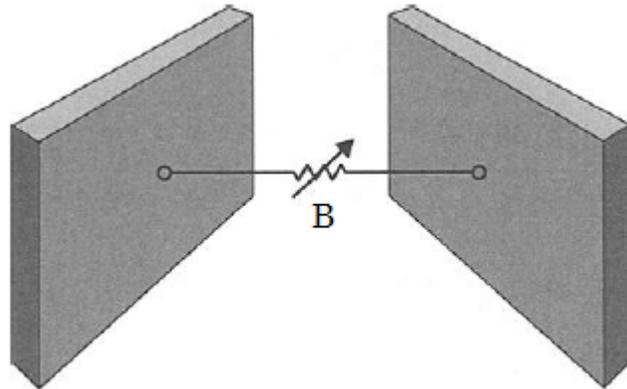


Figura 30. Conductor de radiación.

Fuente: (NASA, Thermal Network Modeling Handbook, 2000)

La capacitancia térmica es la energía almacenada en la masa térmica de un bulto de fluido (nodo), que se transfiere desde un punto a otro por el movimiento de la masa de fluido y se calcula de la siguiente manera

$$C = MC_p \text{ (Ec. 42)}$$

La red térmica para el análisis térmico del prototipo (ver figura 32), la cual representa la sección en corte del lado de la estructura de la figura 31.

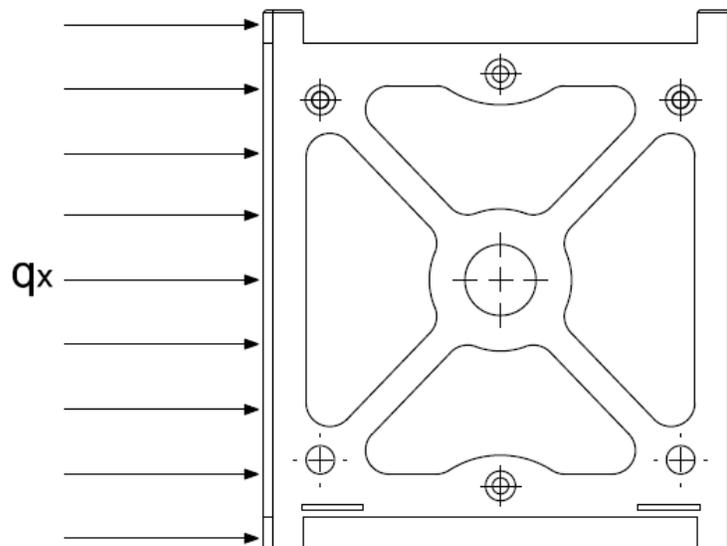


Figura 31. Carga térmica aplicada en la estructura del CubeSat.

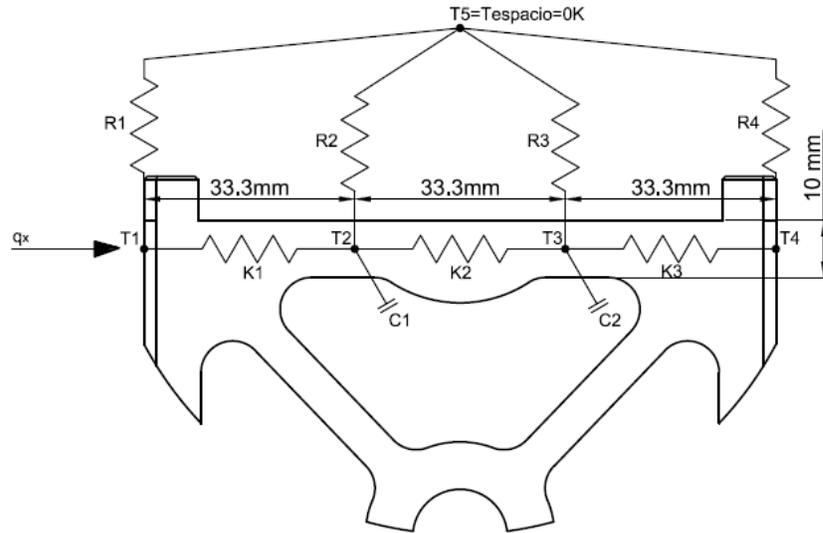


Figura 32. Red térmica de la sección de corte de la cara lateral del CubeSat.

Para la solución de la red térmica, se determinaron los conductores térmicos y la capacitancia térmica en cada nodo (propiedades físicas para el aluminio 6061-T6 de la tabla 5 y dimensiones geométricas de la sección 3.1). Los valores son los siguientes:

De la ecuación 40, el conductor de conducción es igual a:

$$K_i = \frac{kA}{\Delta x} = K1 = K2 = K3 = 0.081[\text{W/K}]$$

donde

$$k = 167 [\text{W/mK}]$$

$$A = h * e = 1.6 * 10^{-5}[\text{m}^2]$$

$$\Delta x = 0.033[\text{m}]$$

De la ecuación 41, conductor de radiación es igual a:

$$R = \sigma B[(T_j^2 + T_x^2)(T_j + T_x)] = R1 = R2 = R3 = R4 = 9.823 * 10^{-11}T^3$$

donde:

$$\sigma = \text{constante de stefan boltzmann}$$

$$A = d * h = 3.3 * 10^{-4} [\text{m}^2]$$

$$\varepsilon = 0.84$$

$$B = A\varepsilon/(1 - \varepsilon) = 1.732 * 10^{-4} [\text{m}]$$

$$T_j = 0 \text{ [}^\circ\text{K]} \text{ (Temperatura del espacio profundo)}$$

De la ecuación 42, la capacitancia térmica es igual a:

$$C = MC_p = C1 = C2 = 1.262 \text{ [W/K]}$$

donde:

$$C_p = 885 \text{ [J/Kg * K]}$$

$$M = V\rho$$

$$\rho = \text{densidad} = 2700 \text{ [Kg/m}^3\text{]}$$

$$V = Ae = 5.28 * 10^{-7} \text{ [m}^3\text{]}$$

Del mismo modo que la sección 3.4.1, la distribución de temperatura se determina para dos condiciones extremas, durante el periodo de luz solar y sombra.

### 3.4.2.1. CASO CALIENTE

Para obtener la distribución de temperatura en la red térmica de la figura 32, se aplicó la ecuación 39 a cada nodo, donde la carga térmica  $q_x$  es igual a la constante solar de  $1371 \text{ [W/m}^2\text{]}$ , y el período de luz del solar como la variación de tiempo  $\Delta t$  o paso del tiempo transcurrido.

Por lo tanto, las ecuaciones para los nodos 1, 2 y 3 son las siguientes:

1.  $T_2 = T_1 + \Delta t/C2 [ K_1(T_1 - T_2) + K_2(T_2 - T_3) + R_2(T_5 - T_2) + q_{sol} ]$
2.  $T_3 = T_2 + \Delta t/C3 [ K_2(T_2 - T_3) + K_3(T_3 - T_4) + R_3(T_5 - T_3) + q_{sol} ]$
3.  $T_4 = T_3 + \Delta t/C4 [ K_3(T_3 - T_4) + R_4(T_5 - T_4) + q_{sol} ]$

Para la solución se asume que la temperatura inicial  $T_1$  sea igual a la temperatura máxima en el estado estable, caso caliente, igual  $292 \text{ [K]}$ .

Remplazando los valores y resolviendo las ecuaciones 1, 2 y 3, se tiene:

1.  $215.04T_3 + 7.45T_2 = 63253.02$
2.  $215.04T_4 + 7.45T_3 - 216.04T_2 = 0$
3.  $222.49T_4 - 216.04T_3 = 0$

Aplicando el método de inversión de matrices, se resolvió el sistema de ecuaciones para encontrar  $T_2, T_3, T_4$ . Donde A y C son coeficientes conocidos. En forma matricial estas ecuaciones se expresan como

$$[A][T] = [C]$$

donde

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & 215.04 & 7.45 \\ 215.04 & 7.44 & -216.04 \\ 222.49 & -216.04 & 0 \end{bmatrix} \quad [T] = \begin{bmatrix} T_4 \\ T_3 \\ T_2 \end{bmatrix} \quad [C] = \begin{bmatrix} 63253.02 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

El vector solución se obtiene de la forma

$$[T] = [A]^{-1}[C]$$

Donde es  $[A]^{-1}$  es la inversa de la matriz  $[A]$ , y es igual a

$$[A]^{-1} = \begin{bmatrix} 4.499 * 10^{-3} & -4.474 * 10^{-4} & 4.324 * 10^{-3} \\ 4.494 * 10^{-3} & 1.55 * 10^{-4} & -1.498 * 10^{-4} \\ 4.364 * 10^{-3} & 1.505 * 10^{-3} & 4.349 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

Al resolver el vector, las temperaturas son las siguientes

$$[T] = \begin{bmatrix} T_4 = 284.571 \\ T_3 = 284.286 \\ T_2 = 276.045 \end{bmatrix}$$

La curva de la figura 33, muestra el gradiente de temperatura durante el caso caliente.

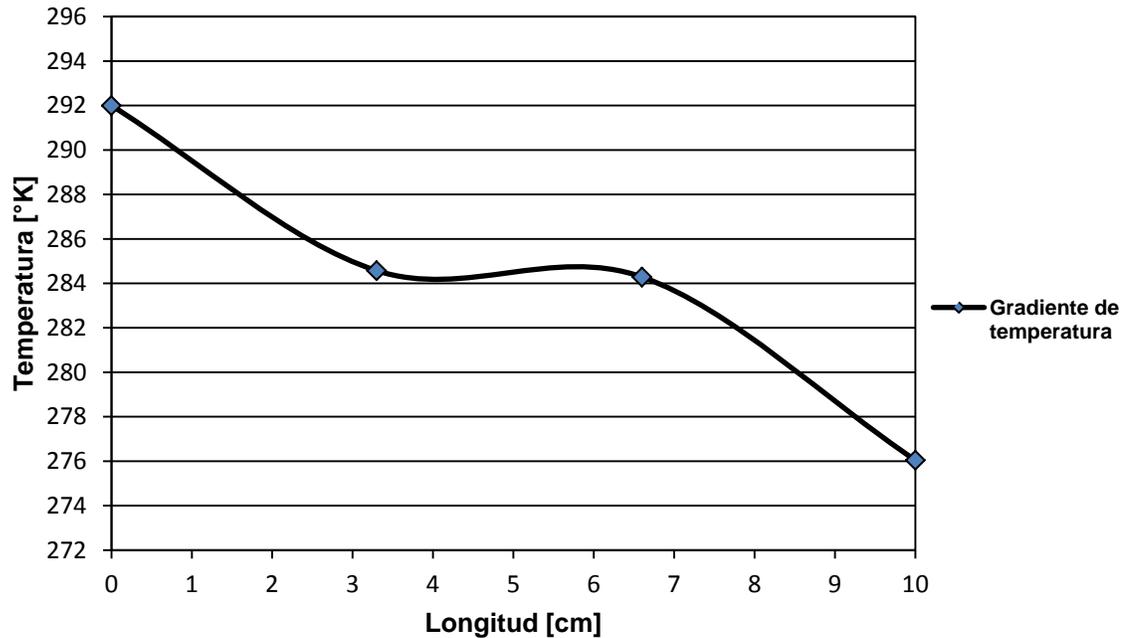


Figura 33. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso caliente.

### 3.4.2.2. CASO FRIO

Del mismo modo que el caso caliente, se aplica la ecuación diferencial 39 a cada uno de los nodos de la red térmica de la figura 32, para un carga térmica  $q_x$  igual a la radiación infrarroja emitida por la tierra de  $237[W/m^2]$ , y el período de sombra como la variación de tiempo  $\Delta t$  o paso del tiempo transcurrido.

Por lo tanto, las ecuaciones para los nodos 1, 2 y 3 son las siguientes:

1.  $T_2 = T_1 + \Delta t/C2 [ K_1(T_1 - T_2) + K_2(T_2 - T_3)+R_2(T_5 - T_2) + q_{tierr}]$
2.  $T_3 = T_2 + \Delta t/C3 [ K_2(T_2 - T_3) + K_3(T_3 - T_4)+R_3(T_5 - T_3)]$
3.  $T_4 = T_3 + \Delta t/C4 [ K_3(T_3 - T_4)+R_4(T_5 - T_4)]$

Para la solución se asume que la temperatura inicial  $T_1$  sea igual a la temperatura máxima en el estado estable, caso frio, igual  $164[K]$

Remplazando los valores y resolviendo las ecuaciones 1, 2 y 3 se tiene:

1.  $146.2T_3 + 1.73T_2 = 24147.07$
2.  $146.2T_4 + 1.73T_3 - 147.2T_2 = 0$
3.  $147.93T_4 - 147.2T_3 = 0$

Aplicando el método de inversión de matrices, se resolvió el sistema de ecuaciones para encontrar  $T_2, T_3, T_4$ . Donde A y C son coeficientes conocidos. En forma matricial estas ecuaciones se expresan como

$$[A][T] = [C]$$

donde:

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & 146.2 & 1.73 \\ 146.2 & 1.73 & -147.2 \\ 147.93 & -147.2 & 0 \end{bmatrix} \quad [T] = \begin{bmatrix} T_4 \\ T_3 \\ T_2 \end{bmatrix} \quad [C] = \begin{bmatrix} 24147.07 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Al despejar T, el vector solución se obtiene de la forma

$$[T] = [A]^{-1}[C]$$

Donde es  $[A]^{-1}$  es la inversa de la matriz [A], y es igual a

$$[A]^{-1} = \begin{bmatrix} 6.727 * 10^{-3} & 7.906 * 10^{-5} & 6.682 * 10^{-3} \\ 6.76 * 10^{-3} & 7.945 * 10^{-5} & -7.852 * 10^{-5} \\ 6.76 * 10^{-3} & -6.714 * 10^{-3} & 6.636 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

Al resolver el vector las temperaturas son las siguientes

$$[T] = \begin{bmatrix} T_4 = 162.427 \\ T_3 = 163.233 \\ T_2 = 163.242 \end{bmatrix}$$

La curva de la figura 34, muestra el gradiente de temperatura durante el caso frío.

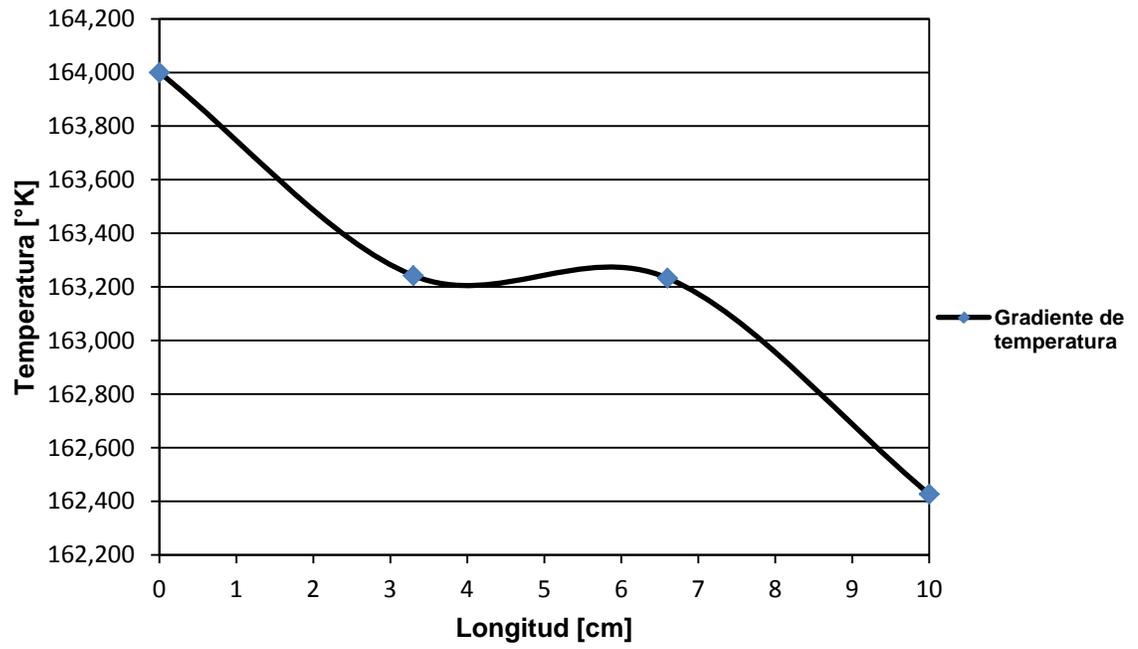


Figura 34. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso frío.

## **CAPÍTULO 4**

### **MODELAMIENTO Y SIMULACIÓN**

El cuarto capítulo presenta el modelamiento y simulación térmica del CubeSat bajo las condiciones del medio ambiente térmico espacial, a través del software de simulación ANSYS. El programa computacional permitirá resolver las ecuaciones diferenciales sobre el modelo geométrico del nanosatélite, bajo la teoría de elementos finitos para la solución en las condiciones de estado estable y transitorio.

#### **4.1. DISEÑO EN 3D DEL MODELO GEOMÉTRICO**

El estándar CubeSat fue diseñado a través del software de CAD en 3D (diseño asistido por computadora), llamado SolidWorks. Este programa, además de crear modelos y conjuntos, maneja compatibilidad y el intercambio de datos estándar.

La configuración general del nanosatélite está compuesta por los principales subsistemas (capítulo 2, sección 2.3 – figura 3). Esta configuración presenta los diferentes componentes y partes específicas del CubeSat en vista explotada, como se muestra en la figura 35.

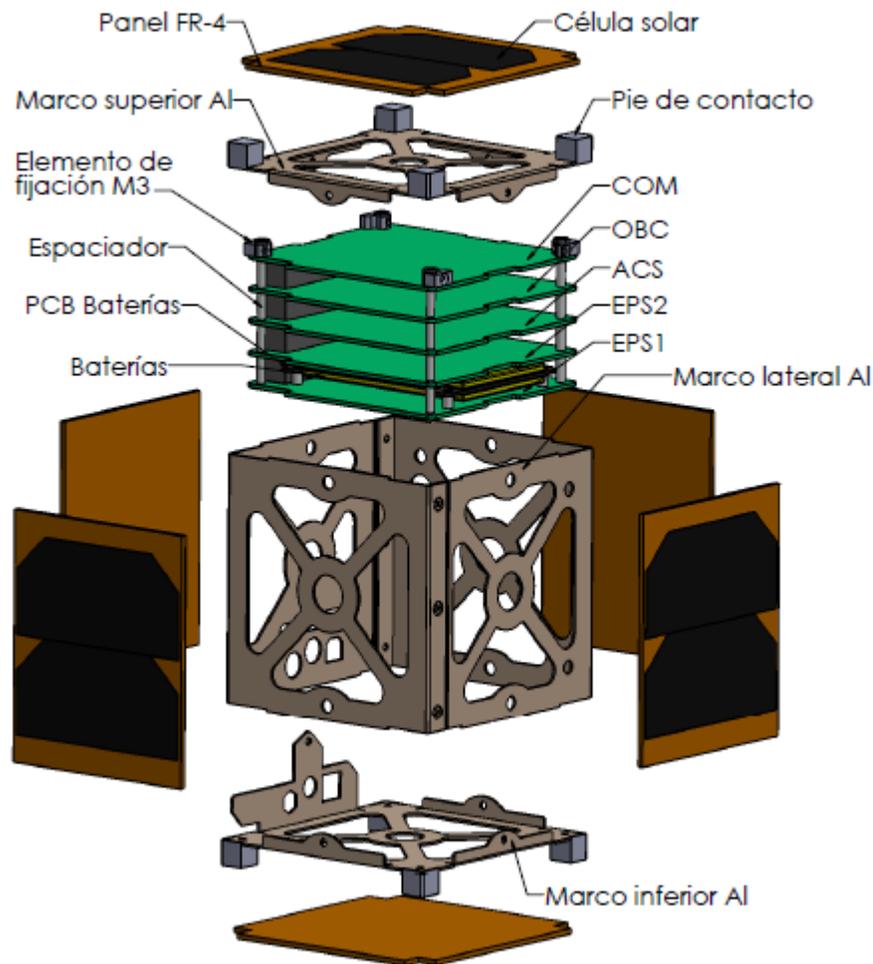


Figura 35. Vista explotada del CubeSat.

#### 4.2. MODELAMIENTO DE SIMULACIÓN TÉRMICA

El modelo de simulación térmica del nanosatélite se determinó mediante ANSYS Workbench, que es una plataforma común para la solución de problemas multifísicos de ingeniería asistida por computadora (ver anexo B).

Para el desarrollo de los modelos de simulación térmica, se siguieron los siguientes pasos, como procesos típicos para el cálculo de simulación:

- a) Definición del modelo geométrico.
- b) Definición de los materiales.
- c) Generación de la malla.
- d) Aplicación de las cargas térmicas y condiciones de contorno.
- e) Obtención de Resultados.

El análisis térmico se divide en dos modelos de simulación, que son la parte externa e interna del CubeSat.

La superficie externa está compuesta por la estructura, donde se montan los paneles solares, que están conformados por una placa de circuito impresa (PCB) y células solares triple unión. Los paneles solares de diseño estándar, cubren la estructura y mantienen libre a los carriles (bordes verticales del bastidor lateral que se encuentran en contacto con el P-POD).

Para determinar la distribución externa de temperatura, se asignó un nodo a cada uno de los lados del nanosatélite, los cuales se muestran en la figura 36 y se representan cada uno de ellos en la Tabla 9.

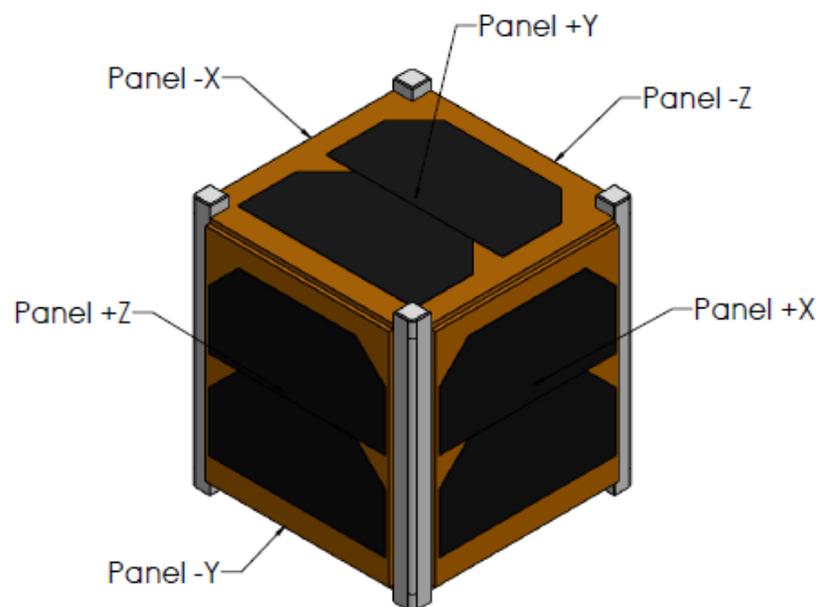


Figura 36. Descripción externa del CubeSat.

Tabla 9. Nodos térmicos de la superficie externa del Cubesat

Nodo	Descripción
1	Panel +X
2	Panel -X
3	Panel +Z
4	Panel -Z
5	Panel +Y
6	Panel -Y

En la parte interna del nano satélite se encuentran las placas de circuito impreso (PCB), las que componen cada uno de los subsistemas. Del mismo modo que la parte externa, se asignaron nodos a cada uno de los subsistemas (ver tabla 10) que componen la parte interna del CubeSat, como se detallan en la figura 37.

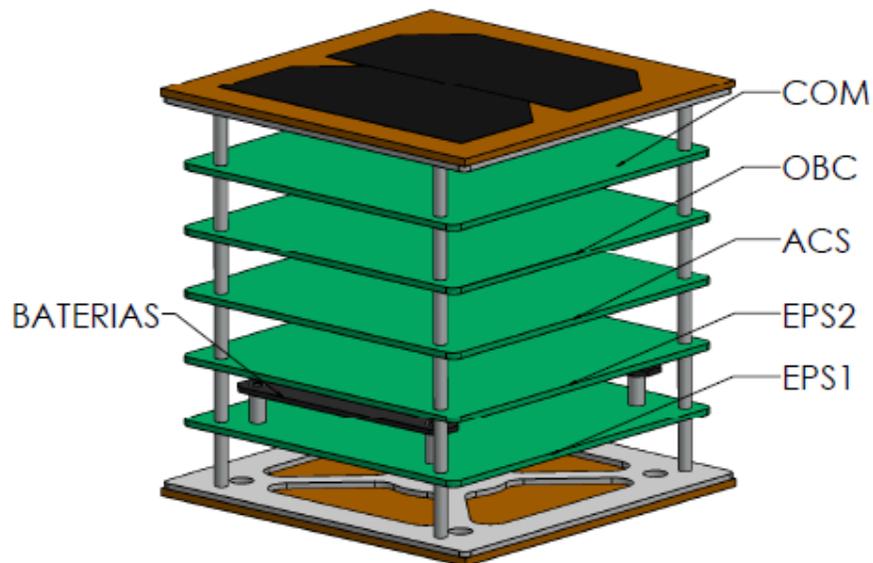


Figura 37. Descripción interna del CubeSat.

Tabla 10. Nodos térmicos de la parte interna del Cubesat.

<b>Nodo</b>	<b>Descripción</b>
<b>7</b>	COM
<b>8</b>	OBC
<b>9</b>	ACS
<b>10</b>	EPS2
<b>11</b>	Baterías
<b>12</b>	EPS1

Los nodos 7 y 11, se acoplan a los lados del chasis por medio de separadores hechos de aluminio anodizado duro 7075-T6, los cuales se fijan con tornillos de acero inoxidable en su parte superior e inferior con el marco del chasis. Además, los subsistemas se encuentran separados unos con otros, por medio de conectores o varillas roscadas, hechos de acero inoxidable no magnético o recubrimientos aislantes (Pumpkin, Inc., 2013).

Luego, de definir los nodos externos e internos del Cubesat, se importaron los modelos CAD, se definieron los materiales correspondientes a cada uno de los componentes que forman el nanosatélite y luego se realizó un mallado por defecto del propio programa, como se muestra en la figura 38 y 39.

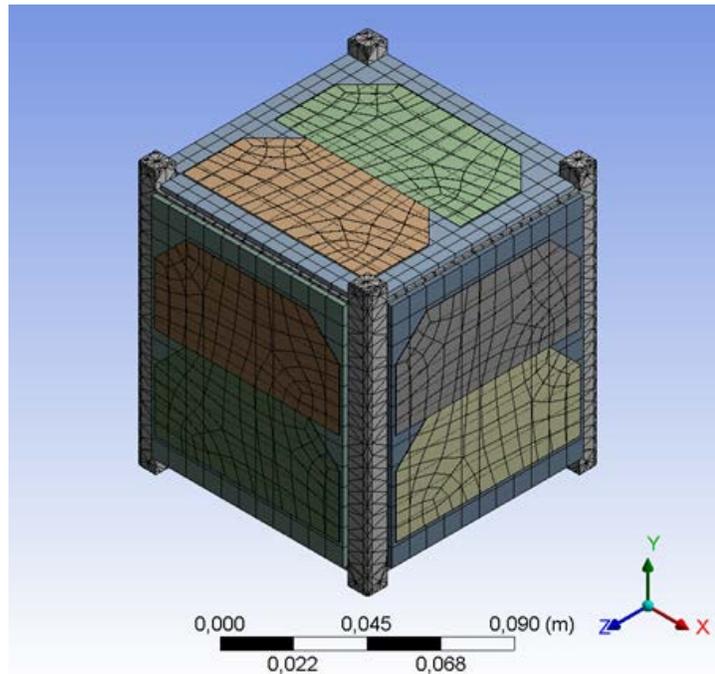


Figura 38. Mallado externo del modelo

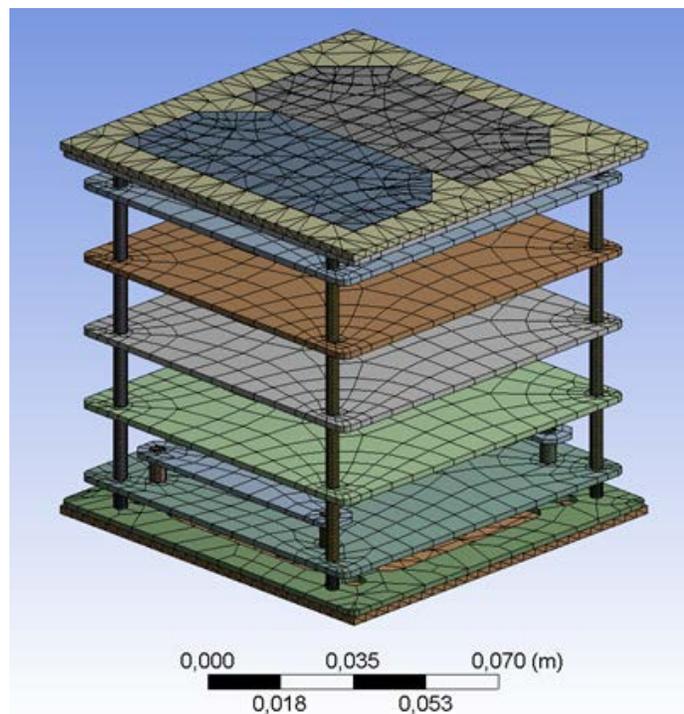


Figura 39. Mallado interno del modelo

En la siguiente etapa de la simulación se aplicaron las cargas térmicas y condiciones de contorno, tanto como para la condición caliente (luz solar) y frío (eclipse), para los estados estable y transitorio.

Para los análisis de simulación térmica, la temperatura inicial y la temperatura del medioambiente espacial (capítulo 2, sección 2.4) como condiciones de borde son 295 y 3°K, respectivamente.

#### **4.2.1. ESTADO ESTABLE**

En la simulación de estado estable, los efectos de almacenamiento de calor en un instante de tiempo se pueden despreciar.

Para determinar la distribución de temperatura en el estado estable para las condiciones de caliente y frío, se consideraron los escenarios (capítulo 3 sección 3.4) en el cual se encontraría orientado el satélite en la órbita terrestre baja.

##### **4.2.1.1. CONDICIÓN CALIENTE**

En la condición caliente, las superficies de prototipo están expuestas a las cargas térmicas de la radiación solar, radiación de albedo e IR (infrarroja) generada por la tierra. Para determinar la temperatura de equilibrio se simularon dos escenarios diferentes:

**a) Primer escenario.-** En el primer escenario el satélite se orienta de tal manera que, la carga térmica de la radiación solar emite un haz de rayos paralelos que forman un ángulo  $\theta=45^\circ$  con la superficie normal de las dos caras y las dos caras opuestas que están dirigidas a la tierra, reciben la radiación de albedo e IR generada por la tierra. En la figura 40 se muestran las cargas térmicas aplicadas en el primer escenario, para la condición caliente de estado estable.

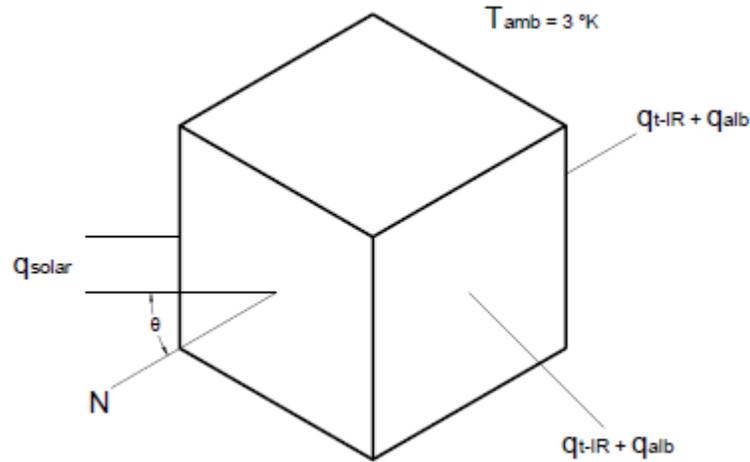


Figura 40. Cargas térmicas aplicadas en el primer escenario (condición caliente de estado estable).

De la ecuación 32 en base a los coeficientes de absorptividad, el flujo de calor para la célula solar, PCB y la estructura respectivamente, son:

Flujo de radiación solar:

$$q_{\text{solar-célula}} = G_{\text{sol}} \alpha_{c-s} \cos \theta - \eta G_{\text{sol}} \cos \theta = 621 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{\text{solar-pcb}} = G_{\text{sol}} \alpha_{c-pcb} \cos \theta = 892 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{\text{solar-estructura}} = G_{\text{sol}} \alpha_{c-est} \cos \theta = 136 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

Flujo de radiación IR de la tierra:

$$q_{t-IR/psolar} = q_{IR} F_{a \rightarrow e} = 210 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{t-IR/estructura} = q_{t-IR/psolar}$$

Flujo de radiación de Albedo:

$$q_{alb-psolar} = G_{\text{sol}} a F_{a \rightarrow e} \alpha_{c-s} K_a = 332 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{alb-estructura} = G_{\text{sol}} a F_{a \rightarrow e} \alpha_{c-est} K_a = 50 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

La figura 41 muestra la distribución externa de temperatura en la condición caliente de estado estable, para el primer escenario.

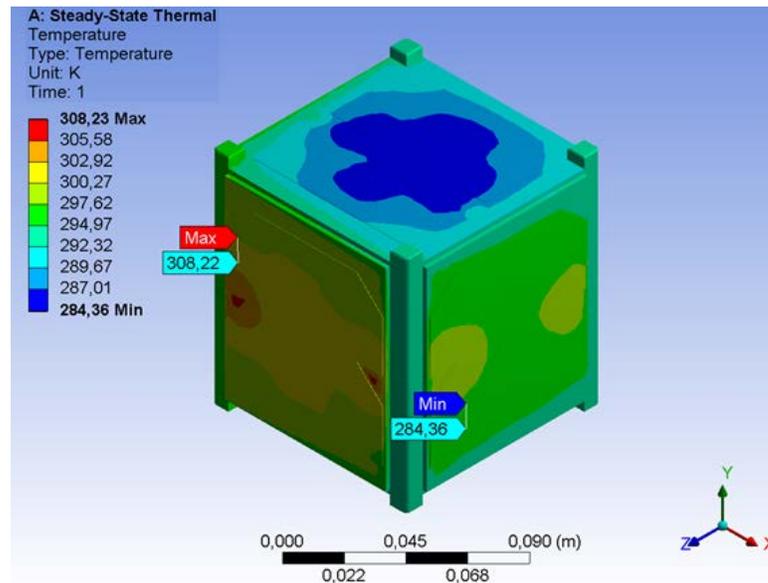


Figura 41. Distribución externa de temperatura en el primer escenario, para la condición caliente de estado estable.

**b) Segundo escenario.-** En el segundo escenario la cara del satélite está orientado hacia la máxima carga térmica del sol, donde el haz de rayos paralelos forman un ángulo  $\theta=0^\circ$  con la superficie normal de la cara y la cara opuesta que está dirigida a la tierra, recibe la radiación de albedo e IR generada por la tierra. En la figura 42 se muestran las cargas térmicas aplicadas en el segundo escenario, para la condición caliente de estado estable.

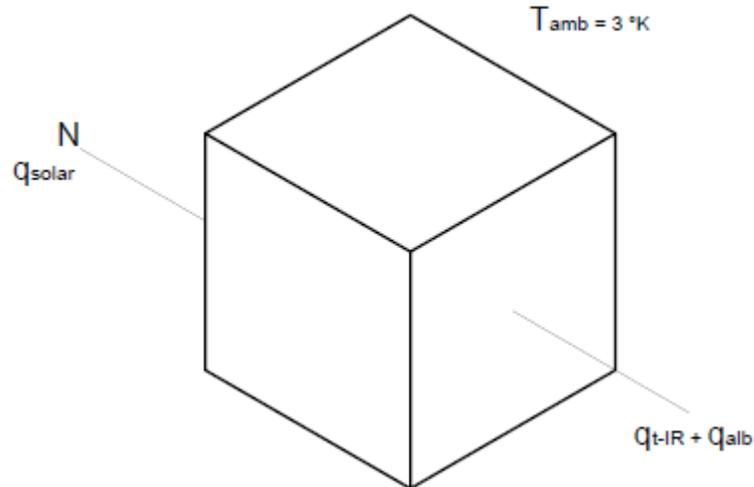


Figura 42. Cargas térmicas aplicadas en el segundo escenario (condición caliente de estado estable).

En el segundo escenario, los valores de las cargas térmicas de albedo e IR emitida de la tierra son los mismos del primer escenario, mientras tanto, el flujo de radiación solar para la célula solar, PCB y la estructura son diferentes.

Flujo de radiación solar:

$$q_{\text{solar-célula}} = G_{\text{sol}} \alpha_{\text{c-s}} \cos \theta - \eta G_{\text{sol}} \cos \theta = 877 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{\text{solar-pcb}} = G_{\text{sol}} \alpha_{\text{c-pcb}} \cos \theta = 1261 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

$$q_{\text{solar-estructura}} = G_{\text{sol}} \alpha_{\text{c-est}} \cos \theta = 192 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

La figura 43 muestra la distribución externa de temperatura en la condición caliente de estado estable, para el segundo escenario.

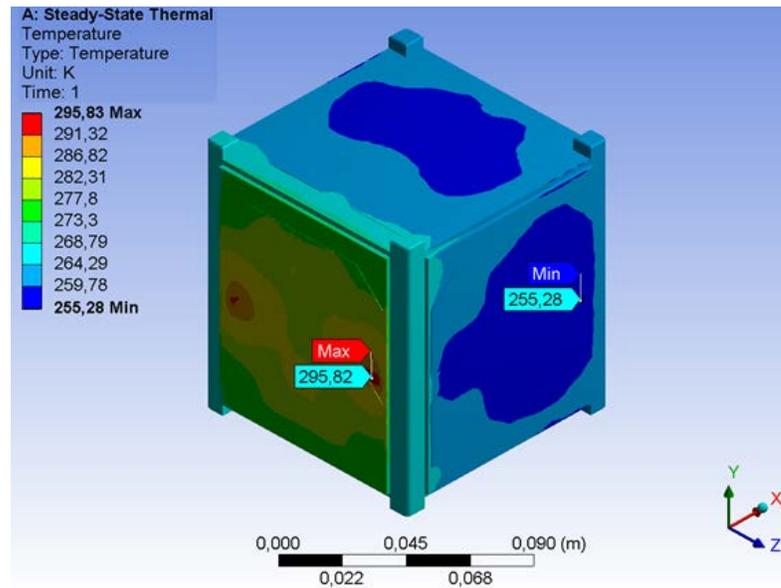


Figura 43. Distribución externa de temperatura en el segundo escenario, para la condición caliente de estado estable.

En el análisis de simulación de los componentes internos, se asume que el calor se transfiere entre placa y placa, a través de radiación y conducción por medio de los tornillos, separadores y conectores.

Para determinar la distribución de temperatura interna se aplicaron las cargas térmicas de la condición caliente del segundo escenario.

La figura 44 muestra la distribución interna de temperatura en la condición caliente de estado estable.

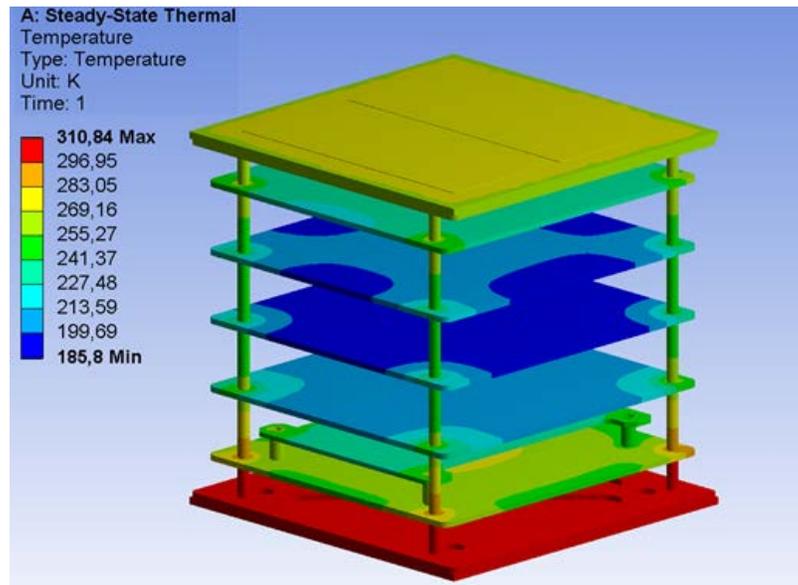


Figura 44. Distribución interna de temperatura en la condición caliente de estado estable.

#### 4.2.1.2. CONDICIÓN FRÍA

En la condición fría las superficies del prototipo están expuestas únicamente a la carga térmica de la radiación IR generada por la tierra  $q_{t-IR}$ .

Del mismo modo que la condición en caliente, se consideraron dos escenarios térmicos cuando el satélite se encuentra eclipsado por la tierra.

**a) Primer escenario.-** En el primero escenario, el satélite se encuentra orientado de tal manera que, la carga térmica de la radiación IR generada por la tierra  $q_{t-IR}$ , se aplica a las dos caras del nano-satélite, como se muestra en la figura 45.

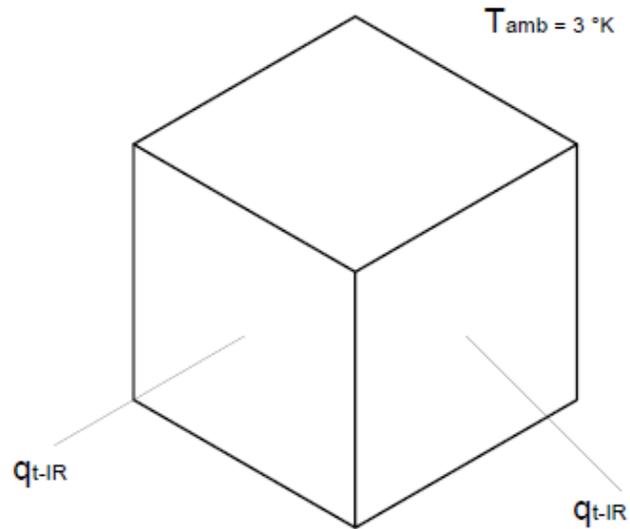


Figura 45. Cargas térmicas aplicadas en el primer escenario (condición fría de estado estable)

La figura 46 muestra la distribución externa de temperatura en la condición fría de estado estable, para el primer escenario.

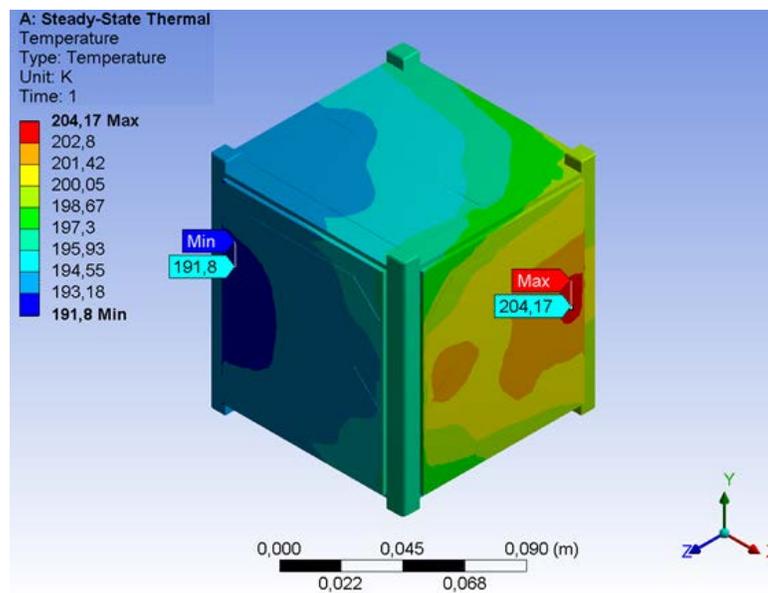


Figura 46. Distribución externa de temperatura en el primer escenario, para la condición fría de estado estable.

**b) Segundo escenario.-** La cara de satélite se encuentra orientado en el eclipse máximo. La figura 47 muestra que la carga térmica de la radiación IR generada por la tierra, es aplicada en una cara.

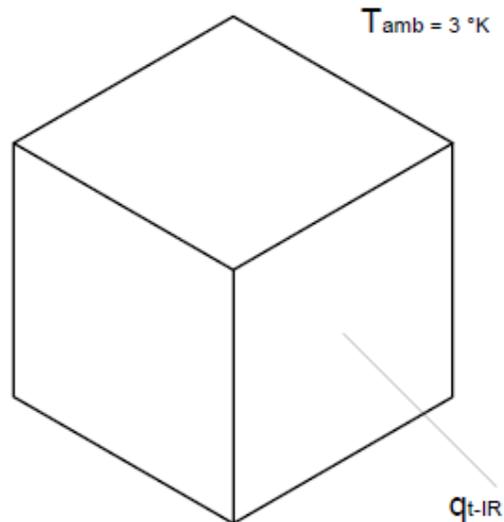


Figura 47. Cargas térmicas aplicadas en el segundo escenario (condición fría de estado estable)

La figura 48 muestra la distribución externa de temperatura en la condición fría de estado estable, para el segundo escenario.

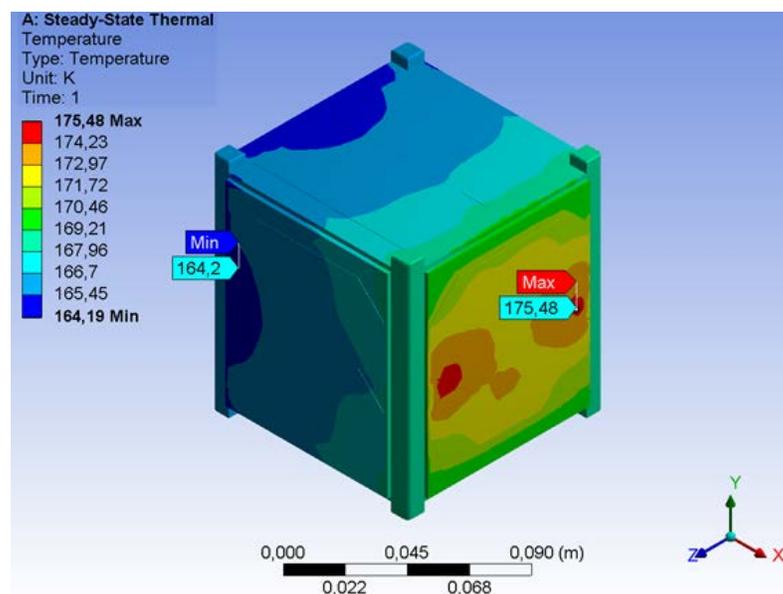


Figura 48. Distribución externa de temperatura en el segundo escenario para la condición fría de estado estable.

Para determinar la distribución de temperatura interna, se aplicaron las cargas térmicas de la condición fría del segundo escenario.

La figura 49 muestra la distribución interna de temperatura en la condición fría de estado estable.

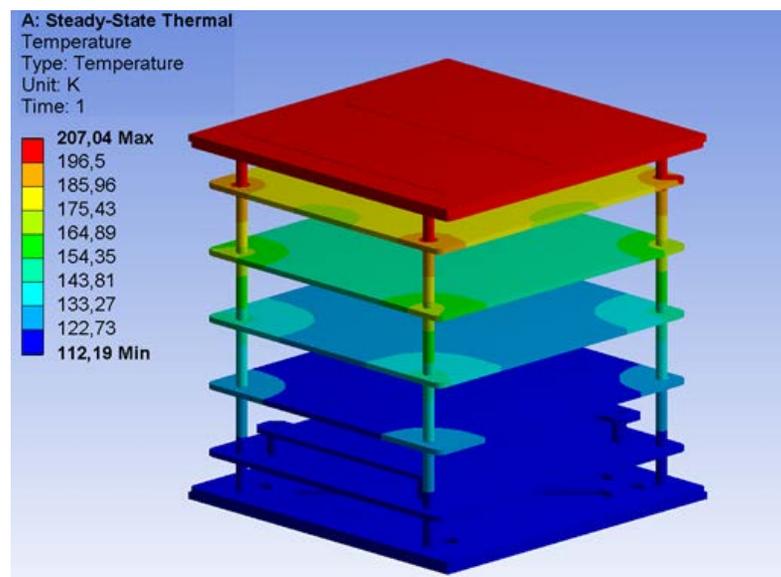


Figura 49. Distribución interna de temperatura en la condición fría de estado estable.

## 4.2.2. ESTADO TRANSITORIO

En el modelo de simulación en estado transitorio las condiciones de borde dependen del tiempo, en donde el almacenamiento de calor se genera luego de cada ciclo orbital, hasta estabilizar su temperatura.

Para determinar la distribución de temperatura en el estado transitorio, se consideraron los períodos de tiempo en la luz solar y eclipse (capítulo 3, sección 3.2.3), para las condiciones de caliente y frío, respectivamente.

### 4.2.2.1. CONDICIÓN CALIENTE

El satélite se encuentra expuesto a las cargas térmicas de condición caliente de estado estable del primer escenario, durante el período de luz solar,  $P_{sol} = 3387$  [s].

Por lo tanto, la figura 50 muestra la distribución externa de temperatura en la condición caliente en función del período de luz solar, para cada uno de los nodos.

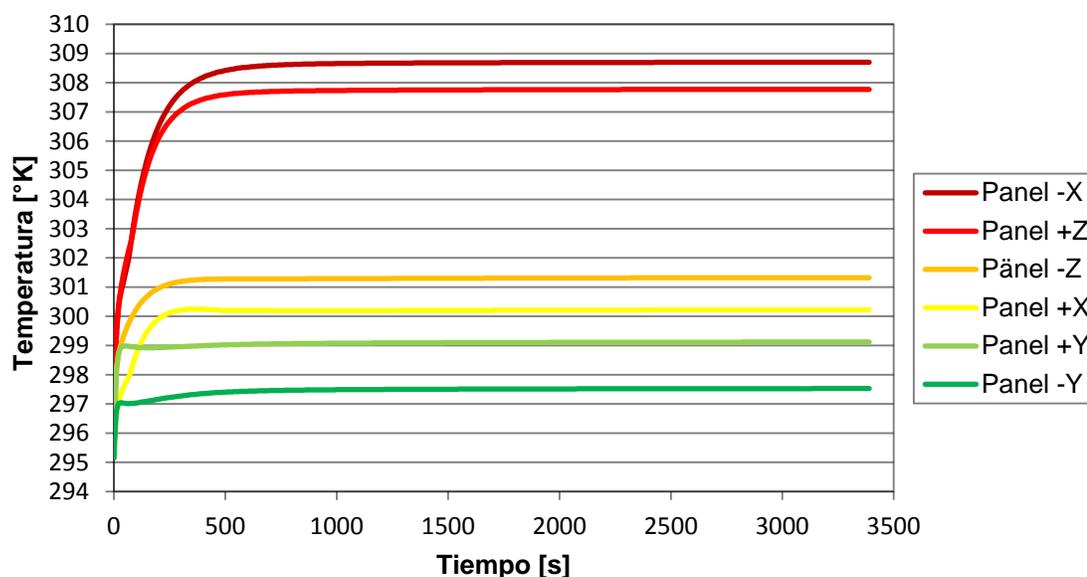


Figura 50. Distribución externa de temperatura para la condición caliente de estado transitorio.

Para determinar la distribución de temperatura interna en función del período de luz solar, se aplicaron las cargas térmicas de la condición caliente de estado estable del segundo escenario.

La figura 51 muestra la distribución interna de temperatura en la condición caliente en función del periodo de luz solar, para cada uno de los nodos.

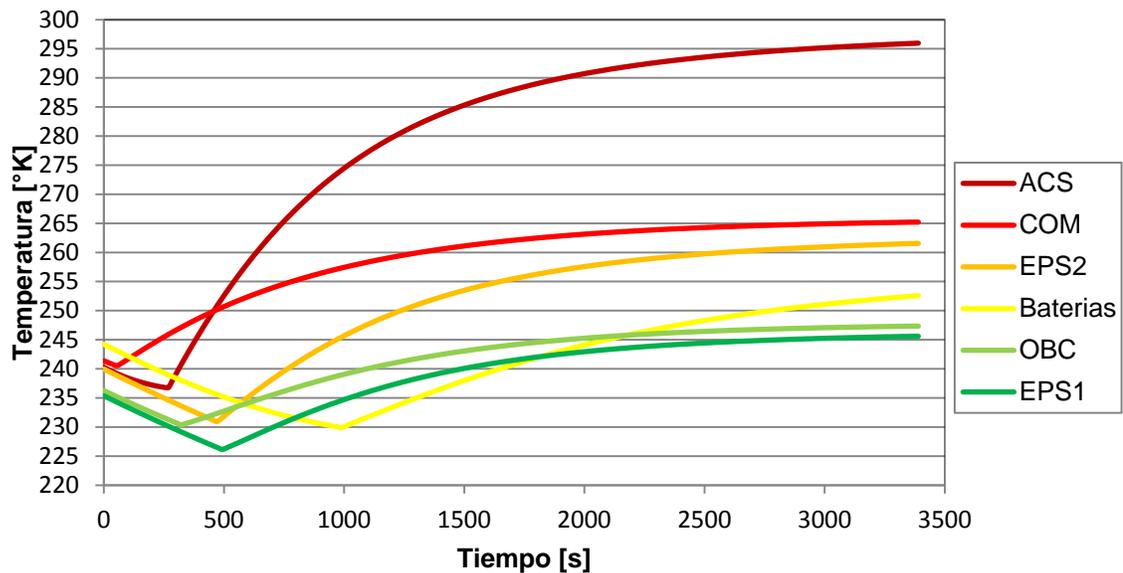


Figura 51. Distribución interna de temperatura para la condición caliente de estado transitorio.

#### 4.2.2.2. CONDICIÓN FRÍA

El satélite se encuentra expuesto a la carga térmica de la condición fría de estado estable del primer escenario, durante el período de eclipse (sombra),  $P_{\text{sombra}} = 2166$  [s].

La figura 52 y 53 muestra la distribución externa de temperatura en la condición fría en función del período de eclipse, para cada uno de los nodos.

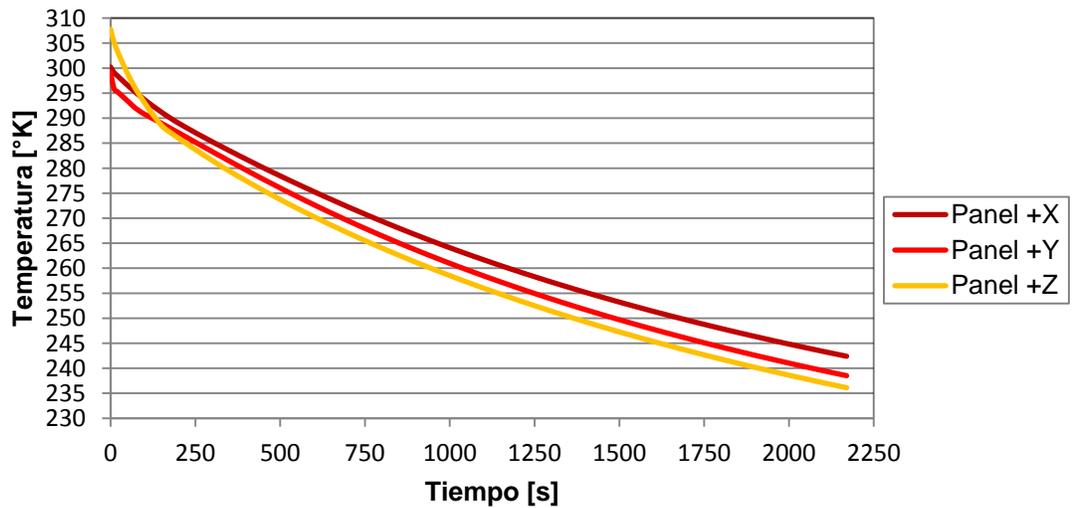


Figura 52. Distribución externa de temperatura para la condición fría de estado transitorio.

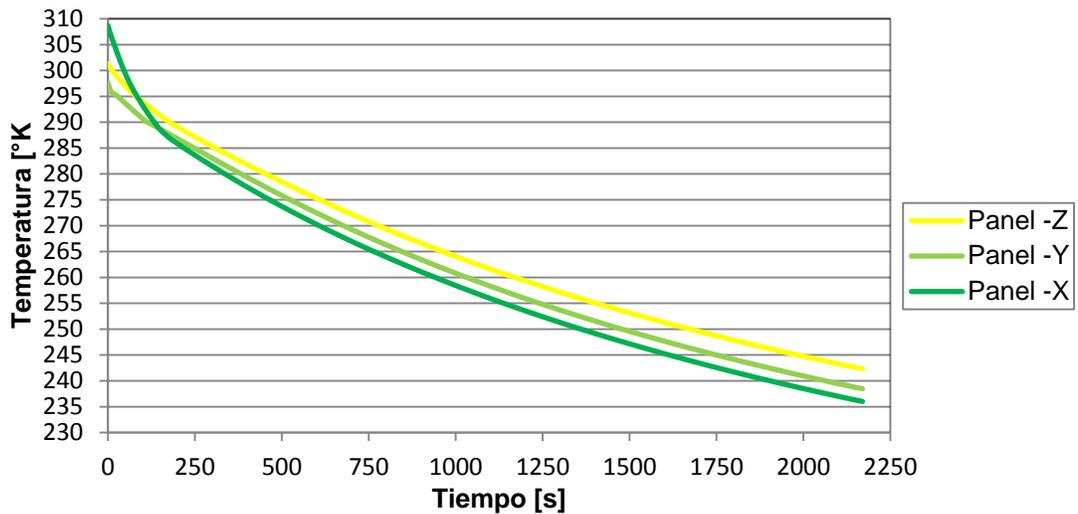


Figura 53. Distribución externa de temperatura para la condición fría de estado transitorio.

Para determinar la distribución de temperatura interna en función del período de eclipse, se aplicaron las cargas térmicas de la condición fría de estado estable del segundo escenario.

La figura 54 muestra la distribución interna de temperatura en la condición fría en función del período de eclipse, para cada uno de los nodos.

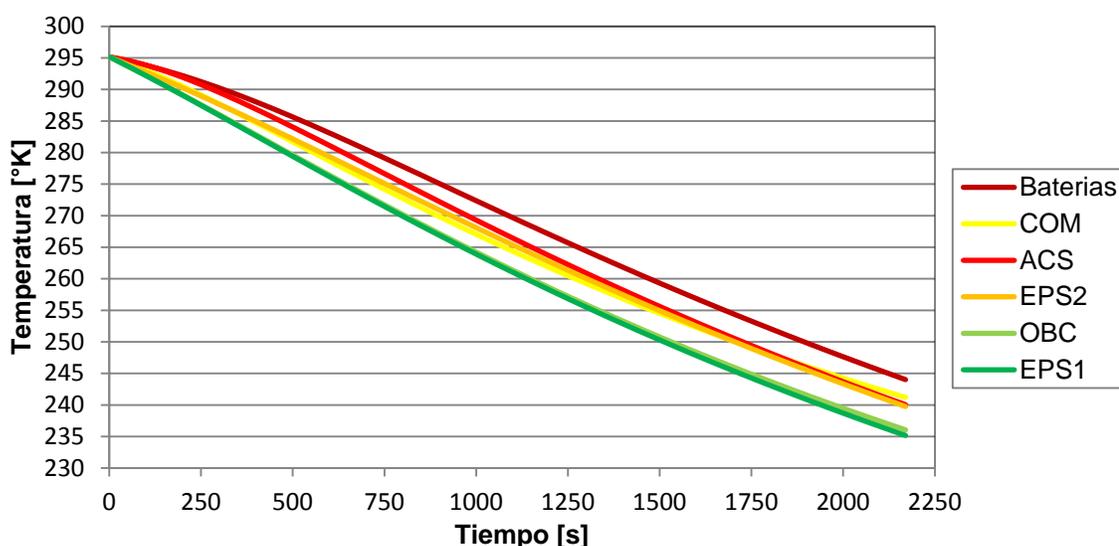


Figura 54. Distribución interna de temperatura para la condición fría de estado transitorio.

### 4.3. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

#### 4.3.1. ESTADO ESTABLE

La tabla 11 se presenta un resumen de los resultados obtenidos durante la simulación de la distribución externa de temperatura en el estado estable, donde la temperatura máxima para la condición caliente es  $T_{\max} = 308$  [°K] en el panel  $-X$ , y la temperatura mínima durante la condición fría es  $T_{\min} = 165$  [°K]. Esto se debe a la dirección en que se encuentran ubicados los paneles. En el caso del panel  $+X$  siempre va estar apuntando en dirección hacia la tierra, para capturar las imágenes. Esto quiere decir que, el panel  $-X$  siempre recibirá la máxima radiación solar en la condición caliente.

Tabla 11. Resumen de resultados de la distribución externa de temperatura en el estado estable.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
<b>Panel +X</b>	299.69	175.32
<b>Panel -X</b>	308.23	165.52
<b>Panel +Z</b>	307.2	169.01
<b>Panel -Z</b>	299.85	169.11
<b>Panel +Y</b>	298.4	169.65
<b>Panel -Y</b>	296.94	169.62

La tabla 12 presenta el resumen de resultados de la distribución interna de la temperatura, donde la temperatura máxima para la condición caliente  $T_{\max} = 297$  [°K] en la placa electrónica del sistema de control de actitud, y la temperatura mínima durante la condición fría es  $T_{\min} = 114$  [°K] en la placa electrónica donde se encuentran ubicadas las baterías.

Tabla 12. Resumen de resultados de la distribución interna de temperatura en el estado estable.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
<b>COM</b>	265.72	201.71
<b>OBC</b>	247.83	173.58
<b>EPS1</b>	246.42	151.4
<b>EPS2</b>	263.07	133.88
<b>Batería</b>	256.66	114.95
<b>ACS</b>	297.87	119.58

### 4.3.2. ESTADO TRANSITORIO

En el estado transitorio, los resultados obtenidos durante las condiciones de caliente y frío para cada uno de los nodos asignados, se simularon paso a paso, hasta obtener el comportamiento de temperatura externa para cuatro ciclos orbitales, como se muestra en la figura 55 y 56.

En el ciclo orbital, el punto de partida se asume como la fase final de cualquiera de las condiciones, sea caliente o frío. Para el caso externo, antes de entrar en la fase de sombra, el período de luz solar tarda 56.45 minutos hasta llegar a una temperatura final o máxima  $T_{\max} = 304.92$  [°K] en el panel -X. Entonces, la temperatura inicial  $T_0$  durante la fase de sombra es igual a la temperatura final o máxima  $T_{\max}$  a la que llegó durante la condición caliente. Luego de haber completado el período de eclipse que tarda 36.1 minutos, la temperatura mínima o final a la que alcanzó es igual a  $T_{\min} = 235$  [°K] en el panel -X.

La simulación determinó los límites de estabilidad de temperatura para los períodos de luz solar y sombra, con una tolerancia de variación  $\pm 1$  [°K]. La tabla 13 presenta un resumen de resultados de la temperatura externa, durante el estado transitorio.

Tabla 13. Resumen de resultados para la simulación en estado transitorio temperatura externa.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
<b>Panel +X</b>	296.39	241.49
<b>Panel -X</b>	304.92	235.06
<b>Panel +Z</b>	303.98	235.18
<b>Panel -Z</b>	297.34	241.4
<b>Panel +Y</b>	295.1	237.58
<b>Panel -Y</b>	293.64	237.52

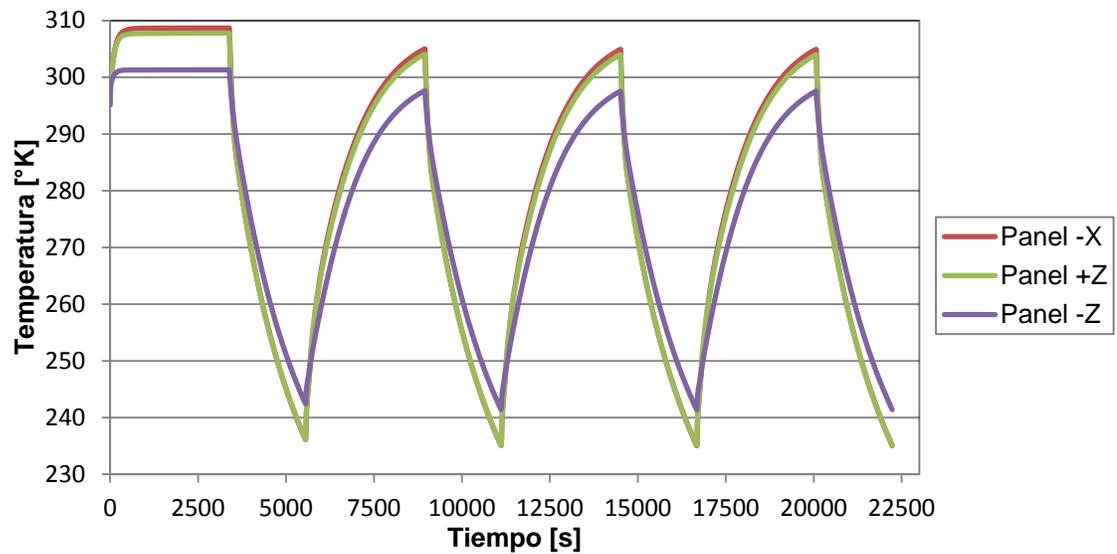


Figura 55. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.

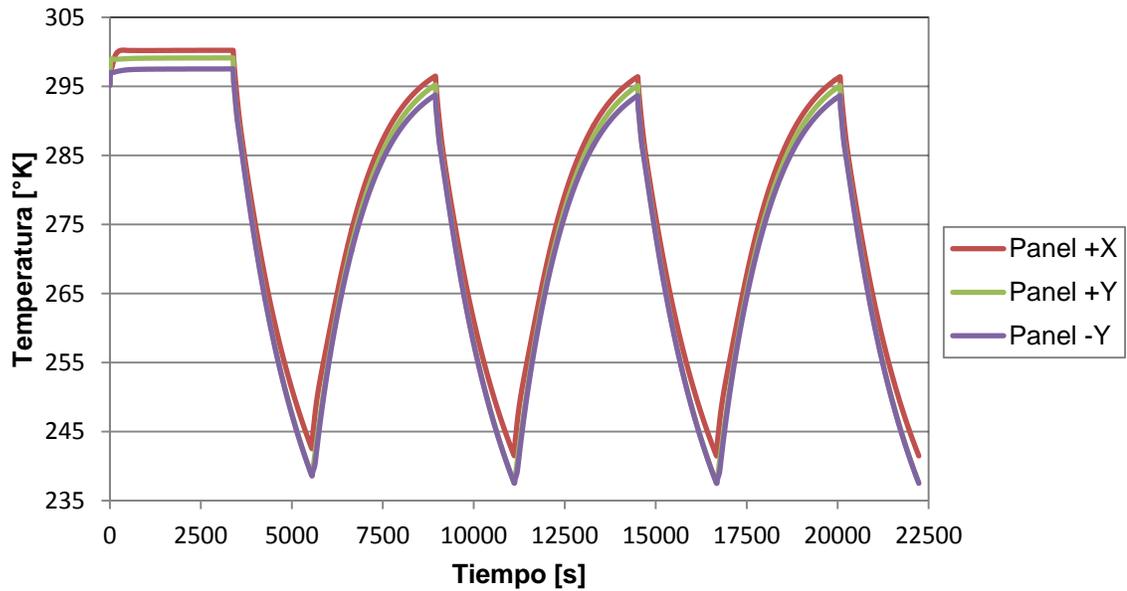


Figura 56. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.

La figura 57 y 58 presenta la simulación de temperatura interna, en el estado transitorio para 4 ciclos orbitales, donde la temperatura máxima durante el período de luz solar es  $T_{\max} = 293.83$  [°K] en la placa electrónica del ACS (sistema de control de actitud), y la temperatura mínima durante el periodo de sombra es  $T_{\min} = 202.78$  [°K] en la placa electrónica del EPS2 (sistema dos de energía eléctrica).

La tabla 14 presenta el resumen de resultados de la temperatura interna, durante el estado transitorio.

Tabla 14. Resumen de resultados de la distribución interna de temperatura en el estado transitorio.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
<b>COM</b>	262.21	225.1
<b>OBC</b>	242.63	211.14
<b>ACS</b>	240.33	203.88
<b>EPS2</b>	257.3	202.78
<b>Batería</b>	247.37	211.36
<b>EPS1</b>	293.83	218.93

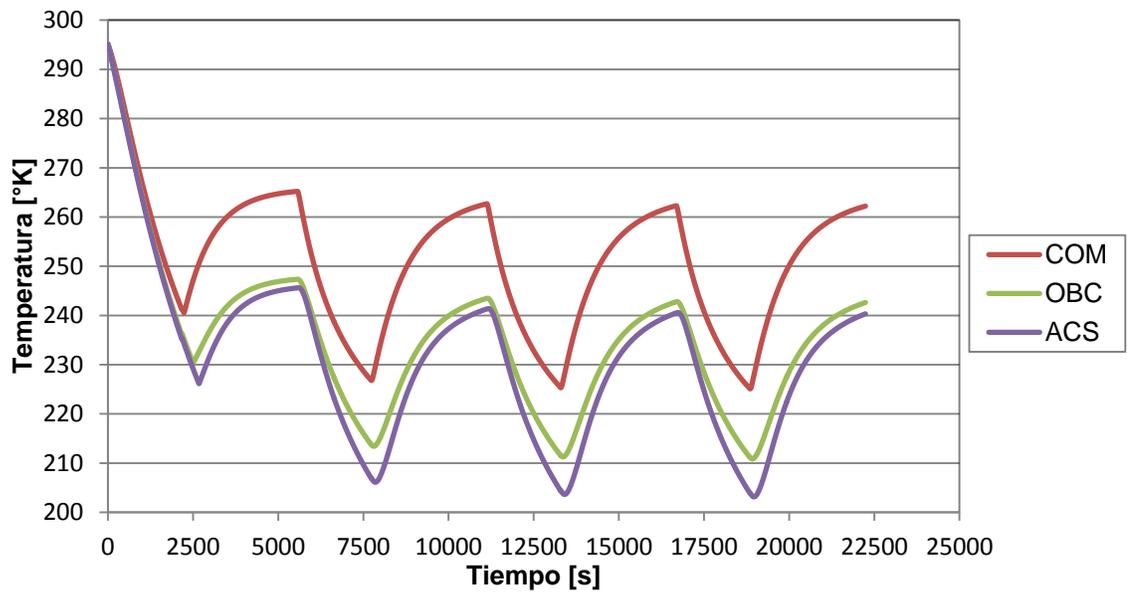


Figura 57. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.

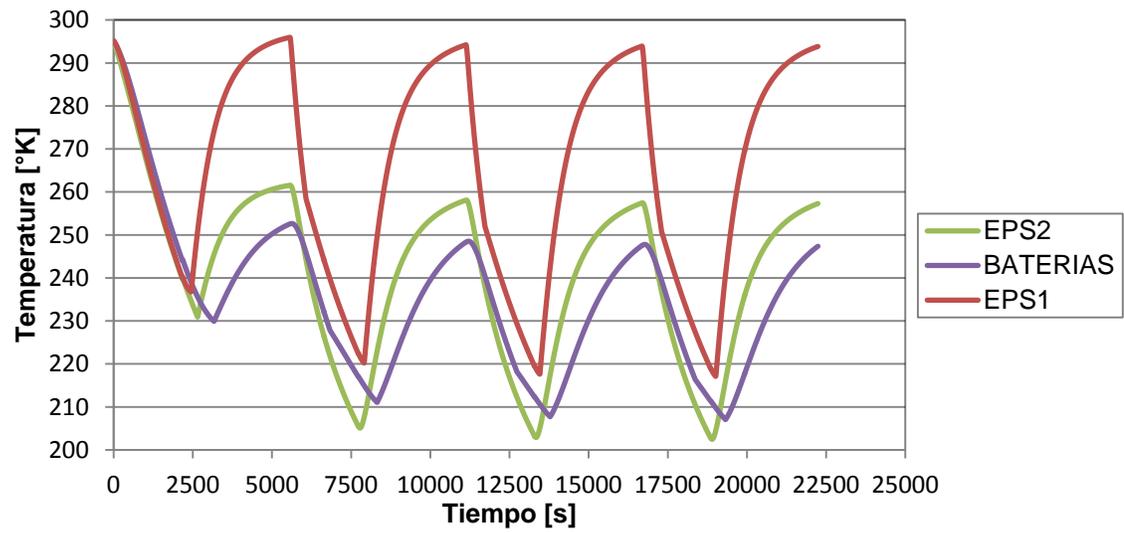


Figura 58. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.

## CAPÍTULO 5

### SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO

En base a los modelos térmicos presentados en los capítulos anteriores, la presente sección presenta la optimización y selección del sistema de control térmico, con el propósito de mantener todos los componentes eléctricos y la estructura del Cubesat dentro de los rangos térmicos de operación, especificados por el fabricante (capítulo 3, sección 3.1).

Para el diseño térmico de la nave espacial se presentaron dos tipos de sistemas de control de temperatura: un sistema pasivo y activo (Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, 2002).

#### 5.1. SISTEMA DE CONTROL PASIVO

El sistema de control pasivo generalmente es más ligero, requiere menos energía eléctrica, y es menos costoso que el sistema activo. Por lo general son materiales aislantes diseñados para el uso de vehículos espaciales, con el objetivo de controlar las cantidades de energía por radiación y absorción.

Estos materiales son de alta emisividad, que se utilizan para irradiar energía de calor al espacio y mantener el equilibrio térmico de la nave espacial. Además, pueden ser usados para emitir energía que ha sido concentrada por un sistema de control térmico activo.

Las principales técnicas de control pasivo disponibles se presentan en el diagrama de la figura 59.

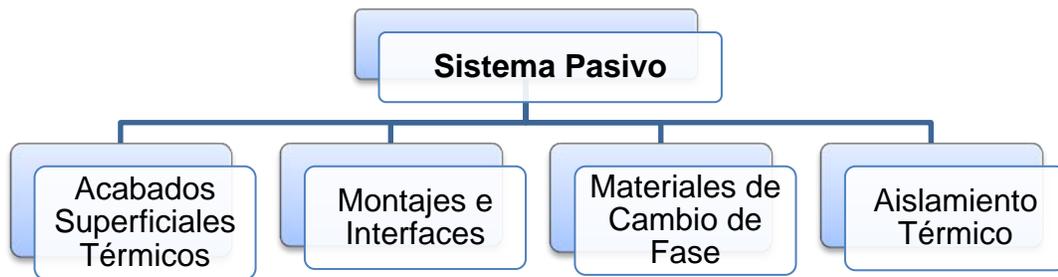


Figura 59. Tipos de sistemas de control pasivo.

Fuente: (Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook , 2002).

**Acabados superficiales térmicos.-** Las naves espaciales emplean recubrimientos de control térmico dependiendo de la longitud onda para diversos fines. Ejemplo: reflectores solares como espejos de segunda superficie, pinturas blancas, plata o de aluminio con respaldo de teflón, se utilizan para minimizar la energía solar absorbida e infrarroja, por lo tanto, emiten energía casi como un cuerpo negro. También el color negro se utiliza comúnmente en el interior del vehículo, para facilitar la transferencia de calor radiante entre los componentes internos

Sus propiedades de superficie primarias, son la emisividad y absorptividad, importantes para proporcionar un balance y rendimiento térmico deseado para la superficie.

**Montajes e interfaces.-** La eliminación de calor de las unidades electrónicas es una de las importantes preocupaciones de la nave espacial, por lo tanto el problema de desarrollar una óptima interfaz conductora entre la unidad de la placa base y el montaje de la nave espacial, es necesaria.

La conductancia de una articulación en condiciones de vacío es fuertemente dependiente de la calidad de las superficies de acoplamiento y la tensión del perno. Estas incertidumbres pueden minimizar la transferencia de calor mediante el uso de rellenos de interfaz tales como metales blandos o polímeros

cargados, por ejemplo papel de aluminio de indio y silicona cargado con plata, respectivamente.

**Materiales de cambio de fase.-** Un material de cambio de fase (PCM) es una sustancia con un alto calor de fusión y solidificación a una cierta temperatura, siendo capaz de almacenar y liberar grandes cantidades de energía. Por ejemplo, para minimizar variaciones de temperatura durante eclipse u otras condiciones transitorias, tales como ocasional en equipos de alta disipación de potencia. Por ejemplo el agua es un refrigerante eficaz y se ha utilizado en varias aplicaciones espaciales.

**Aislamiento térmico.-** El aislamiento térmico es una barrera de radiación y es uno de los elementos más comunes en las naves espaciales. Están diseñados para reducir la tasa de flujo de calor por unidad de área entre dos superficies límites a temperaturas especificadas.

Los aislamientos térmicos pueden ser de una capa como único material homogéneo tal como una espuma de baja conductividad térmica, o de multicapas, como sistema de aislamiento, en la que cada capa actúa como un escudo de radiación de baja emitancia y es separada con espaciadores de baja conductancia. Por ejemplo hojas de mylar con un acabado de aluminio y el dacrón para el uso de espaciadores.

Hoy en día también pueden proteger contra los micros meteoritos, el oxígeno atómico (AO), la acumulación de la carga del electrón, y el pinzamiento del penacho en cohetes. Además, el diseño combinado debe adaptarse a los requisitos de durabilidad, inflamabilidad, control de la contaminación, las cargas de lanzamiento, caída de presión, purga de la nave espacial, la reducción al mínimo brillo, y las restricciones a los materiales magnéticos.

## 5.2. SISTEMA DE CONTROL ACTIVO

El sistema de control activo es más complejo que el sistema pasivo, se utiliza en equipos muy sensibles a la temperatura donde la tolerancia es muy estrecha y se necesita disipar grandes cantidades de energía residual, en el orden de kilovatios. Por lo general, consumen mayor cantidad de energía, necesitan de mayor espacio físico y son más pesados.

Además, el sistema de control activo puede trabajar junto con el sistema pasivo cuando este deja de cumplir los requisitos asignados.

En el diagrama de la figura 60 se exponen los principales tipos de subsistemas de control térmicos activo.

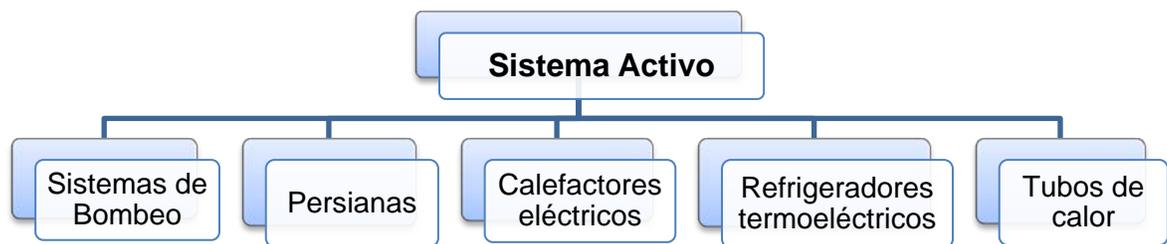


Figura 60. Tipos de sistemas de control activo.

Fuente: (Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook , 2002)

**Sistema de bombeo.-** Los sistemas de bombeo son dispositivos que proporcionan una transferencia eficiente de una gran cantidad de energía térmica entre dos puntos, por medio de refrigeración forzada por convección en líquido.

El enfriamiento se puede lograr por el uso de un refrigerante tal como el agente de transporte de energía térmica, el cual absorbe el calor residual de los equipos eléctricos y se envía por medio de circuitos tubulares a un radiador como disipador de calor.

**Persianas.-** Son un conjunto de rejillas que se acoplan sobre la superficie del radiador hacia el espacio. La tasa de flujo de calor es modulada por la apertura o cierre de las hojas de rejilla. Cuando se ubican en la posición abierta disipan calor al espacio durante el aumento de temperatura. Cuando la temperatura disminuye se colocan en posiciones cerradas proporcionando calefacción.

**Calefactores eléctricos.-** Los calefactores como parte del diseño térmico protegen los componentes en condiciones ambientales de caso frío o para compensar el calor de una caja electrónica cuando está apagado.

El tipo más común usado en naves espaciales es el calefactor de parche, que se compone de una resistencia eléctrica colocada entre dos hojas de material eléctricamente aislante flexible, como el kapton (película de poliamida).

**Refrigeradores termoelectrónicos.-** Los refrigeradores termoelectrónicos son bombas de calor de estado sólido en miniatura capaces de proporcionar enfriamiento localizado a los dispositivos que requieren bajas temperaturas para su correcto funcionamiento.

**Tubos de calor.-** Las tuberías de calor utilizan un ciclo del flujo de líquido de dos fases cerradas, un evaporador y un condensador para el transporte de calor de un lugar a otro sin energía eléctrica.

### **5.3. SELECCIÓN DEL CONTROL TÉRMICO DEL CUBESAT**

Debido a las limitaciones de los estándares que se deben de cumplir en este tipo de misión y el costo que representa, se seleccionó un aislamiento térmico y un calefactor eléctrico tipo parche.

#### **5.3.1. AISLAMIENTO TÉRMICO**

Para minimizar la temperatura de equilibrio del Cubesat, se consideró un aislamiento térmico externo e interno.

Para el control térmico externo, se supuso la utilización de kapton aluminizado opaco, con una relación  $\alpha/\epsilon$  (absortividad por emisividad) moderada que generará una temperatura adecuada en la superficie externa, donde está expuesta a la radiación UV proveniente del sol. Además, esto disminuirá el impacto sobre la exposición solar térmica sobre los componentes internos. Las principales propiedades del material para el control térmico de la superficie externa para algunos espesores y masa, se muestra en la tabla 15.

Tabla 15. Propiedades de los principales materiales de la superficie externa.

Material: <b>Kapton Aluminizado Opaco</b>				
<b>Espesor</b>	<b>Peso</b>	<b>Absortividad</b>	<b>Emisividad</b>	<b>Temperatura</b>
<b>[cm]</b>	<b>[gm/cm<sup>2</sup>]</b>	<b><math>\alpha</math></b>	<b><math>\epsilon</math></b>	<b>Max/Min [°C]</b>
<b>0.0013</b>	0.0019	0.41	0.50	
<b>0.025</b>	0.0036	0.44	0.62	-73/65
<b>0.0051</b>	0.0071	0.49	0.71	

Fuente: (Gilmore, Chapter 5: Insulation, 2002).

En el diagrama de la figura 61 se presenta un diagrama de los materiales aislantes radiactivos seleccionados, para el diseño de control térmico pasivo. Donde, la superficie exterior de los paneles tiene una capa de kapton para el montaje de las células solares y la parte interna sobre la estructura una capa de mylar aluminizado (tereftalato de polietileno).

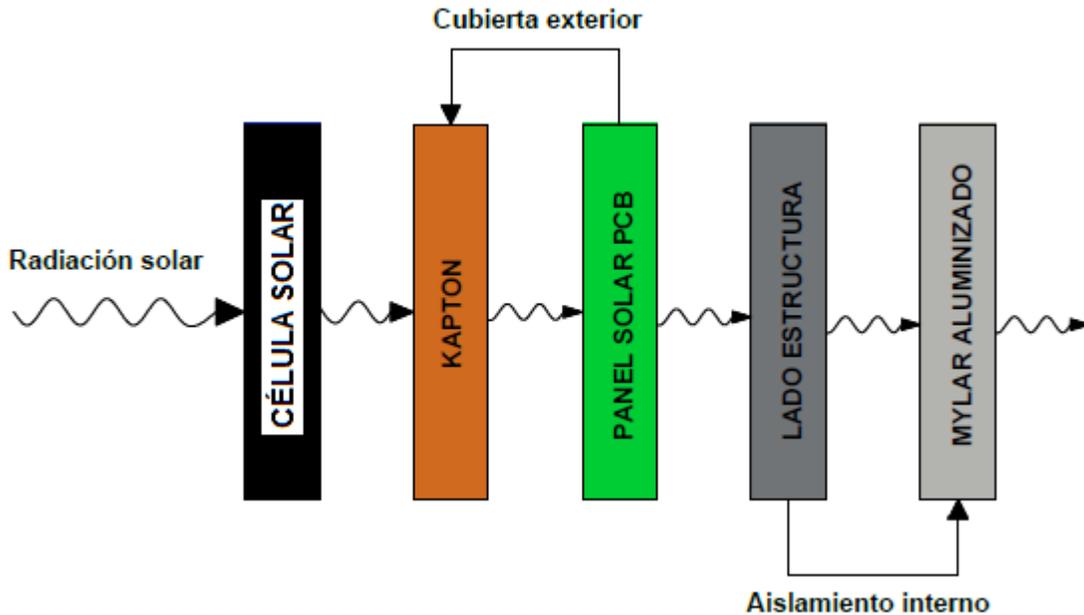


Figura 61. Diagrama del aislamiento térmico.

Fuente: (Gilmore, Chapter 5: Insulation, 2002).

Para determinar las nuevas temperaturas máximas y mínimas de operación de los componentes, se recalcularon con los valores de emisividad y absorptividad de los materiales aislantes seleccionados para el sistema de control térmico pasivo.

Se consideró el primer escenario térmico en la condición caliente y el primer escenario en la condición fría, para el estado transitorio (capítulo 4 de la sección 4.2.1). La tabla 16 muestra las cargas térmicas calculadas en base la ecuación 32.

Tabla 16. Cargas térmicas de los componentes en base a la absorptividad del material.

Componente	Material	Flujo de calor solar [W/m <sup>2</sup> ]	Flujo de calor de albedo [W/m <sup>2</sup> ]	Flujo de calor IR de la tierra [W/m <sup>2</sup> ]
<b>Estructura</b>	Aluminio 6061-T6	136	50	210
<b>Célula solar</b>	GaAs, Ge y GaInP2	621	332	210
<b>Panel solar PCB</b>	FR-4	398	147	210
<b>Material: Kapton aluminizado</b>	Espesor:			
	0.0013	398	147	210
	0.025	426	369	..
	0.0051	475	387	..

La tabla 17 presenta el resumen de resultados de la distribución externa de la temperatura, para los distintos tipos de espesores del material aislante, donde la temperatura de operación más óptima es, para la condición caliente  $T_{cal} = 295$  [°K] y para la condición fría es  $T_{frío} = 240$  [°K].

Tabla 17. Temperatura de equilibrio para el sistema de control térmico pasivo externo.

Material: <b>Kapton aluminizado Opaco</b>				
Espesor [cm]		0.0013	0.025	0.0051
Temperatura	<b>Luz Solar</b>	22	28	27
[°C]	<b>Eclipse</b>	-33	-39	-42

La figura 62 y 63 presenta la simulación de temperatura externa en el estado transitorio para 3 ciclos orbitales.

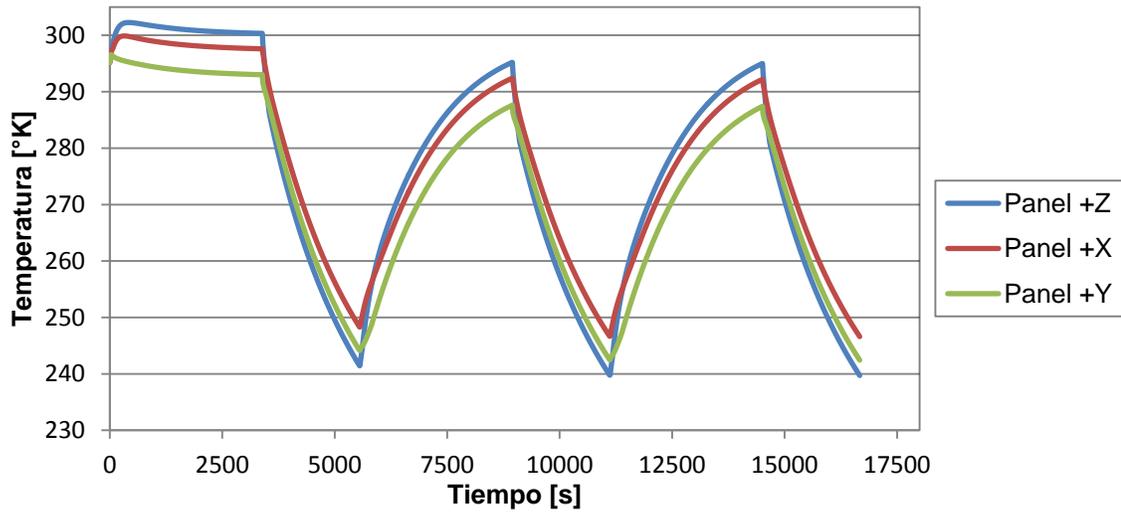


Figura 62. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.

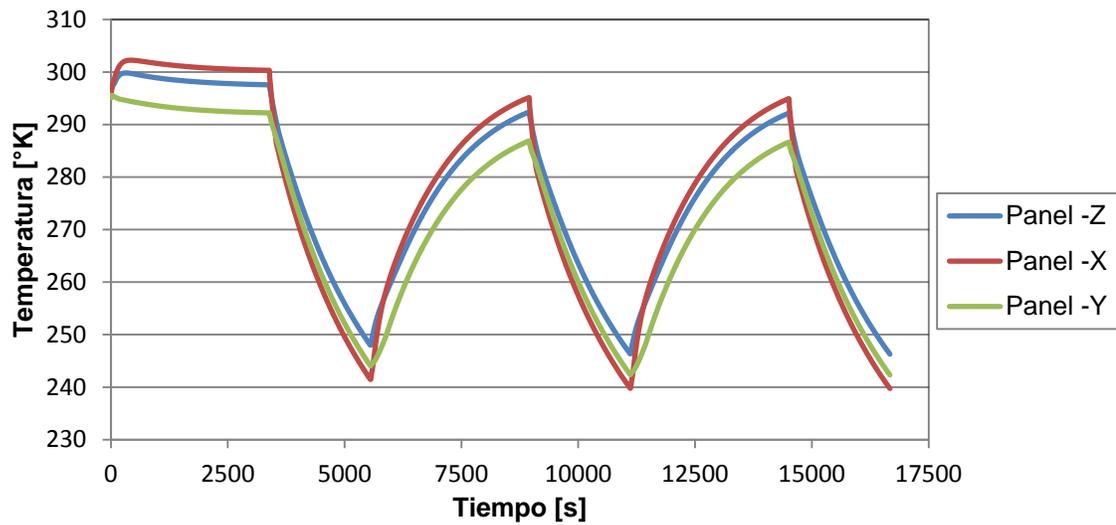


Figura 63. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.

La tabla 18 presenta el resumen de resultados de la temperatura externa con aislante térmico, durante el estado transitorio.

Tabla 18. Resumen de resultados de la distribución externa de temperatura con sistema de control térmico pasivo.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
Panel +X	292,18	246,6
Panel -X	294,92	239,74
Panel +Z	294,98	239,71
Panel -Z	292,16	246,29
Panel +Y	287,38	242,43
Panel -Y	286,64	242,33

En el caso del control térmico interno, las capas internas deben tener una baja emisión y una cantidad mínima de partículas contaminantes, y ser compatibles con los ambientes y temperaturas a las que estarán expuestos durante la misión. Por lo tanto, se supuso la utilización de mylar aluminizado y kapton, como material comúnmente usado para las capas interiores, o alrededor de componentes sensibles al calor como es el caso de las baterías. La tabla 19 muestra las propiedades radiactivas los materiales aislantes.

Tabla 19. Propiedades de los materiales aislantes para las capas internas del CubeSat.

Material: Mylar aluminizado				
Espesor [cm]	Peso [gm/cm <sup>2</sup> ]	Absortividad $\alpha$	Emisividad $\epsilon$	Temperatura Max/Min [°C]
0.00064	0.00093	0.12	0.03	-250/+150
Kapton dorado (Baterías)				
0.00076	0.0011	0.28	0.02	-250/+400

Fuente: (Gilmore, Chapter 5 : Insulation, 2002)

La figura 64 y 65 presenta la simulación de temperatura con aislamiento interno en el estado transitorio para 6 ciclos orbitales, donde la temperatura

máxima durante el periodo de luz solar es  $T_{\max} = 308.16$  [°K] en la placa electrónica del EPS1 (subsistema uno de energía eléctrica), y la temperatura mínima durante el periodo de sombra es  $T_{\min} = 215.14$  [°K] en la placa electrónica del EPS2 (subsistema dos de energía eléctrica).

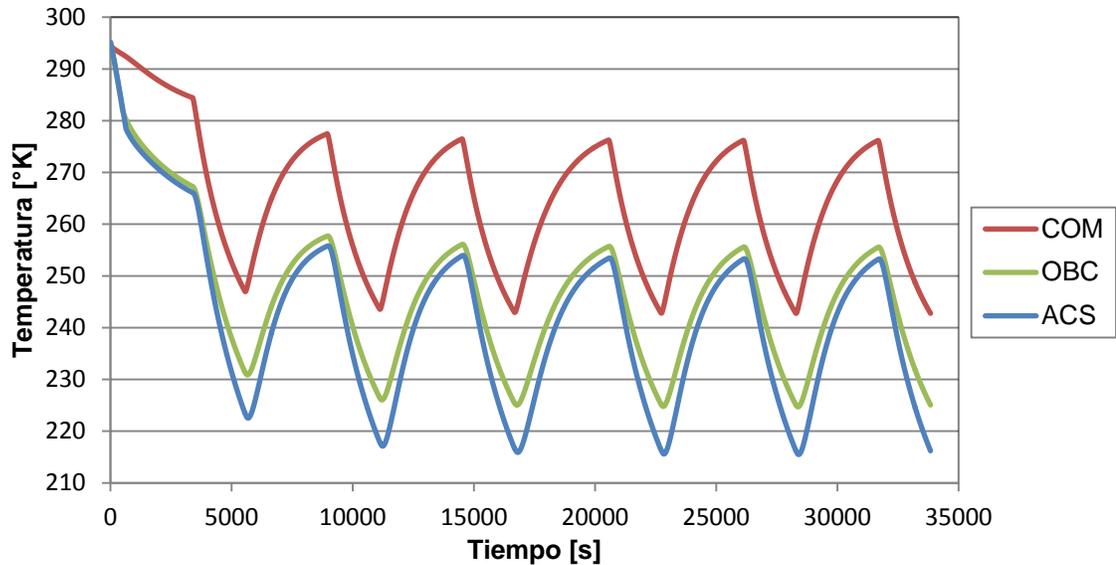


Figura 64. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.

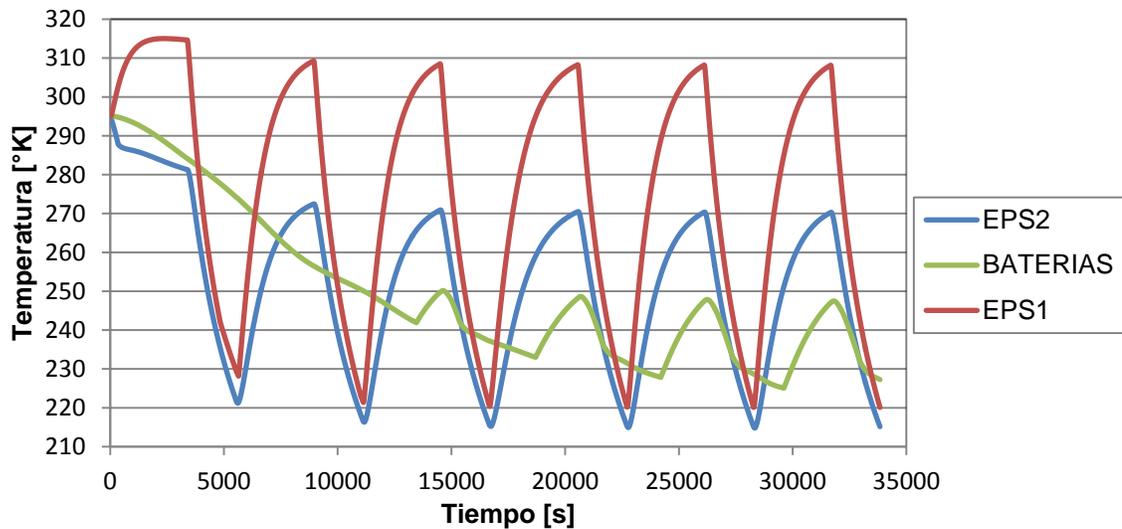


Figura 65. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.

La tabla 20 presenta el resumen de resultados de la temperatura con aislamiento interno, durante el estado transitorio.

Tabla 20. Resumen de resultados de la distribución de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frío-Min
<b>COM</b>	276.18	242.77
<b>OBC</b>	255.52	225.06
<b>ACS</b>	253.19	216.21
<b>EPS2</b>	270.18	215.14
<b>Baterías</b>	247.05	227.27
<b>EPS1</b>	308.16	220.09

### 5.3.2. CALEFACTOR ELÉCTRICO

Luego de determinar el rango de temperatura de cada uno de los módulos del CubeSat con un sistema de control térmico pasivo, se verificó si es necesario la utilización de un calentador flexible tipo parche<sup>1</sup> (ver figura 66), para poder mantener y controlar la temperatura de los componentes en los límites de operación especificados por el fabricante (Gilmore, Chapter 7: Heaters, 2002).

<sup>1</sup> Temperatura controlada bajo la acción de termostatos y sensores térmicos.



Figura 66. Calefactor flexible tipo parche.

Fuente: MINCO

Por lo tanto, la configuración de los calefactores sobre los componentes que requieren calefacción, se muestran en la figura 67 y 68.

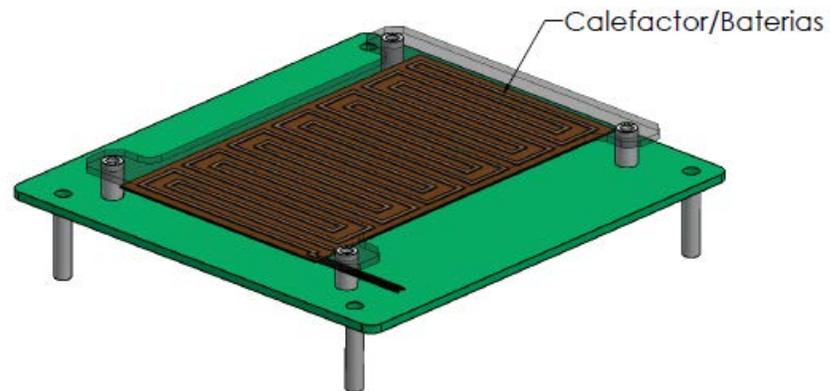


Figura 67. Configuración del sistema de control térmico activo en la batería.

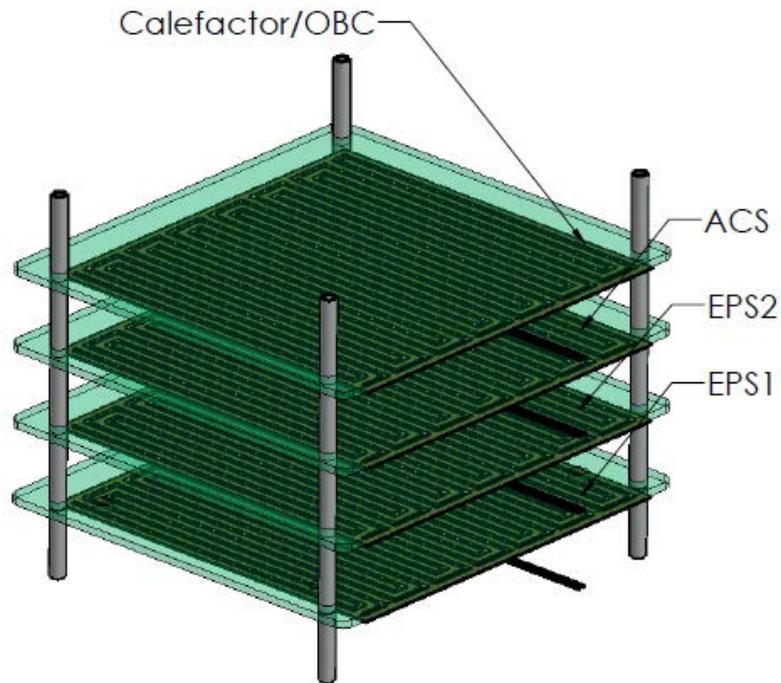


Figura 68. Configuración del sistema de control térmico activo en el módulo OBC, ACS, EPS2 y EPS1.

Para seleccionar el tipo de calefactor estándar en función de su resistencia eléctrica, se calculó la potencia de calentamiento requerida. La potencia de calentamiento requerida para llevar a la temperatura deseada en un tiempo dado, es igual a:

$$P_{\text{cal}} = \frac{mC_p(T_f - T_i)}{t} \text{ (W) (Ec. 43)}$$

donde:

$m$  = masa del componente (g)

$C_p$  = calor específico del material (J/g°C)

$T_f$  = temperatura final del objeto (°C)

$T_i$  = temperatura inicial del objeto (°C)

$t$  = tiempo de calentamiento (segundos)

La tabla 21 presenta las especificaciones técnicas necesarias para los cálculos correspondientes.

Tabla 21. Especificaciones técnicas de los componentes eléctricos del CubeSat.

Componente	Masa [g]	Dimensiones [mm]	Tensión [Vcc]	Corriente [A]	Cp [J/g°C]
<b>Batería (Li-Pol)</b>	62	3.2x50x85	3.7	1.5	1,73
<b>PCB (FR-4)</b>	43	1.6x90x96	5	1.2	1,15

Fuente: (PUMPKIN, Inc, 2013).

En el caso de la batería, el rango de temperatura de carga es de 0 a 45 °C y de descarga es de -20 a +60 °C, en el periodo de luz solar y sombra, respectivamente (capítulo 3 sección 3.1). Se asumió de 20 a 25 °C como valor en el límite de operación para el ciclo orbital.

La potencia de calentamiento requerida para la batería es

$$P_{\text{cal}} = \frac{mC_p(T_f - T_i)}{t} = 0.158 \text{ [W]}$$

Para estimar la cantidad de energía total requerida para el control térmico activo, se consideró la potencia de calentamiento más la pérdida de calor (20 % de la potencia calculada). Por lo tanto, la potencia total de calentamiento es:

$$P_{\text{total}} = 0.158 + 0.2 * 0.158 = 0.18 \text{ [W]}$$

Para el voltaje de funcionamiento (ver tabla 21) de las baterías, se calculó la resistencia eléctrica del calefactor en función de la ley de Ohm

$$R = \frac{E^2}{P_{\text{total}}} \text{ ohms}(\Omega) \text{ (Ec. 44)}$$

donde

E = Tensión o voltaje en voltios (V)

P<sub>total</sub> = potencia total en vatios (W)

La resistencia estimada para el calefactor de la batería es:

$$R = \frac{E^2}{P_{\text{total}}} = 76 \text{ ohms } [\Omega]$$

Además, para la selección del calefactor se consideró las dimensiones geométricas del componente. Para el caso de la batería se eligió un calefactor modelo HK5411 marca MINCO (ver anexo C), con una resistencia de  $118 \Omega$  y un área efectiva  $35.355 \text{ cm}^2$ . En base a la ecuación de la potencia eléctrica de la ley de Ohm, la potencia de calentamiento actual es:

$$P_{\text{act}} = \frac{E^2}{R} = 0.11 [\text{W}]$$

Y la densidad de la potencia por el área efectiva igual a:

$$P_{a\_efec} = \frac{P_{\text{act}}}{A_{\text{efec}}} = 0.00328 [\text{W}/\text{cm}^2] \text{ (Ec. 45)}$$

En el caso de los módulos (placas de circuito impreso), el rango de temperatura es  $-40$  a  $+85 \text{ }^\circ\text{C}$  (Capítulo 3 sección 3.1), se asumió entre  $-10$  a  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ , como valor en el límite de operación para el ciclo orbital.

La potencia de calentamiento requerida para los módulos (PCB) es

$$P_{\text{cal}} = \frac{mCp(T_f - T_i)}{t} = 0.437 [\text{W}]$$

Y la potencia de calentamiento más la pérdida de calor

$$P_{\text{total}} = 0.437 + 0.2 \cdot 0.437 = 0.52 [\text{W}]$$

Para el voltaje de funcionamiento (ver tabla 21) de los módulos se calculó la resistencia eléctrica del calentador:

$$R = \frac{E^2}{P_{\text{total}}} = 48 \text{ ohms } [\Omega]$$

Por lo tanto, se eligió un calefactor modelo HK5482 marca MINCO (ver anexo C), con una resistencia  $52.1 \Omega$  y un área efectiva  $63.226 \text{ cm}^2$ . La potencia actual es igual a:

$$P_{\text{act}} = \frac{E^2}{R} = 0.479 \text{ [W]}$$

Y la densidad de la potencia por el área efectiva es:

$$P_{a\_efec} = \frac{P_{\text{act}}}{A_{\text{efec}}} = 0.0075 \text{ [W/cm}^2\text{]}$$

La tabla 22 presenta el resumen de resultados de la temperatura interna con un sistema de control térmico activo, durante el estado transitorio.

Tabla 22. Resumen de resultados de la distribución de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

Componente	Temperatura [°K]	
	Caso caliente-Max	Caso frio-Min
<b>COM</b>	280.08	248.21
<b>OBC</b>	265.09	239.4
<b>ACS</b>	267.2	245.78
<b>EPS2</b>	282.43	249.56
<b>Batería</b>	302.53	289.27
<b>EPS1</b>	313.04	255.36

La figura 69 y 70 presenta la simulación de temperatura interna con sistema de control térmico activo en el estado transitorio para 6 ciclos orbitales.

Para el caso de las baterías, cuando se encuentre en la condición caliente para mantener la temperatura durante la carga de energía, el control de temperatura se activará con una potencia de calentamiento de  $62 \text{ W/m}^2$ . Para el caso de los módulos OBC, ACS, EPS2, se encontrarán activos durante todo el ciclo orbital, con una potencia de calentamiento  $75 \text{ W/m}^2$ .

Por lo tanto, la temperatura máxima durante el período de luz solar es  $T_{\max} = 313.04$  [°K] en la placa electrónica del EPS1 (subsistema uno de energía eléctrica), y la temperatura mínima durante el período de sombra es  $T_{\min} = 239.4$  [°K] en la placa electrónica del OBC (subsistema de manejo de datos).

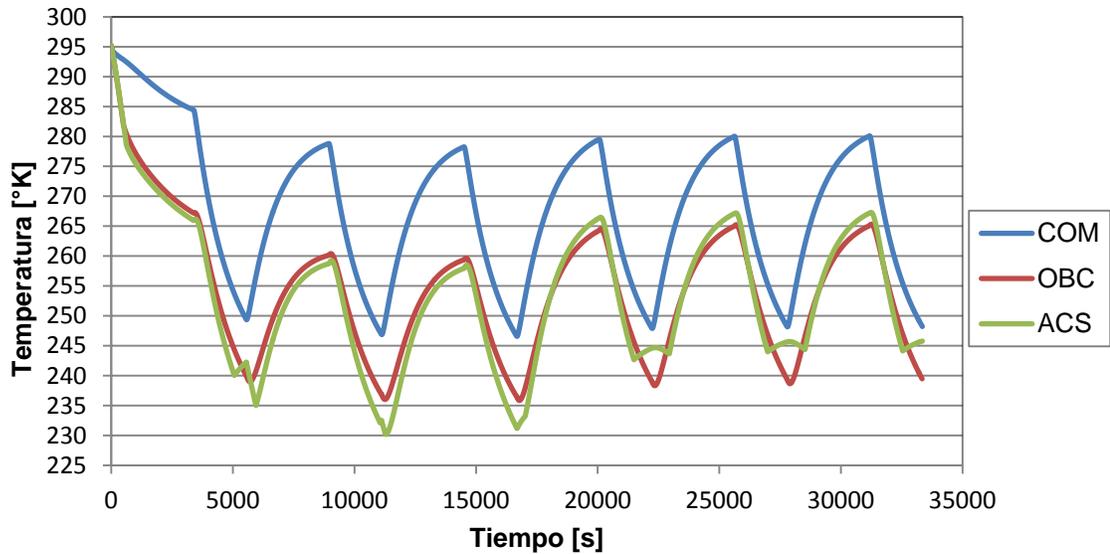


Figura 69. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

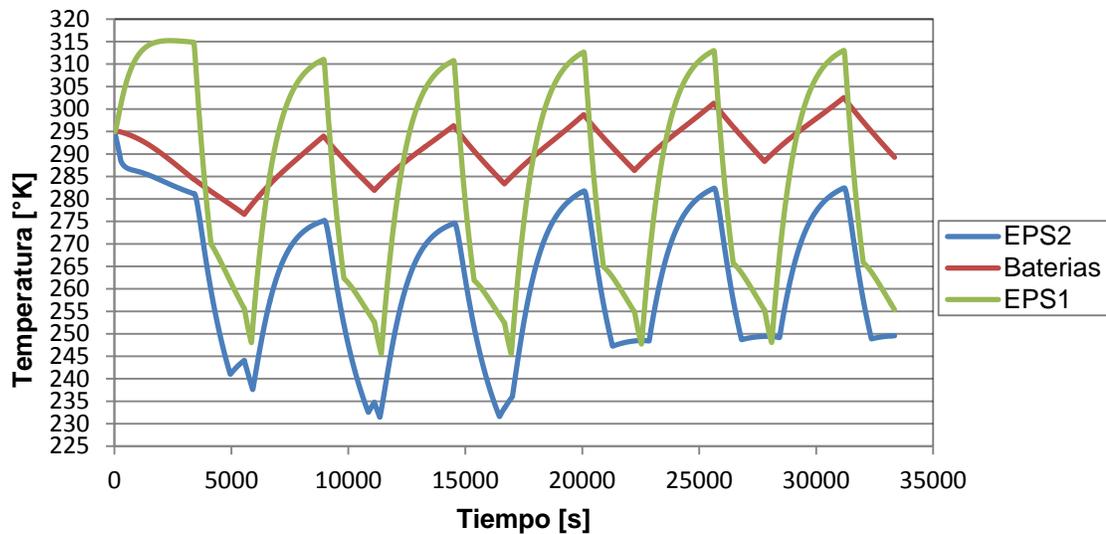


Figura 70. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### CONCLUSIONES

- La teoría de transferencia de calor desarrollada en el capítulo tres, presenta un análisis térmico de apoyo básico para explicar los cálculos de balance de energía y el comportamiento térmico por medio de elementos finitos en el elemento estructural base del CubeSat.
- Los datos de la distribución de temperatura obtenidos en los análisis realizados, en el caso de estado estable resultaron demasiado desfavorables en las condiciones de frío, en comparación con el caso transitorio, el CubeSat genera un almacenamiento energía debido a cada ciclo orbital.
- El análisis de simulación por medio elemento finitos ANSYS Workbench, ayudo a predecir las variaciones de temperatura en el cuerpo exterior y los componentes eléctricos internos del nanosatélite, para varios escenarios térmicos que el sistema experimentaría.
- Luego de determinar un sistema de control térmico óptimo para el CubeSat los elementos mantendrán una estabilidad térmica, evitando daños a los mismos y el fracaso de la misión. Donde, los datos de temperatura de supervivencia en referencia a los elementos más críticos, para el caso de las baterías y el EPS2 que deben mantenerse en el rango de temperatura de funcionamiento, son: sin un sistema de control térmico es  $-25.63$  y  $-15.7$  °C para el caso caliente;  $-61.64$  y  $-70.22$  °C para el caso frío, respectivamente. Luego de aplicar un sistema de control térmico la distribución de temperatura es  $29.53$  y  $9.43$  °C para el caso caliente;  $16.27$  y  $-23.44$  °C para el caso frío, respectivamente.
- Los límites de temperatura definidos por el proveedor para cada uno de los componentes seleccionados, fueron una base esencial para determinar y seleccionar el sistema de control térmico necesario, luego de los análisis térmicos desarrollados.

## RECOMENDACIONES

- Es importante actualizar continuamente el modelo térmico para los cambios de diseño que se lleven a cabo, para seleccionar y diseñar el mejor sistema de control térmico posible. Este proceso aseguraría que el sistema en general funcione correctamente, con el fin de optimizar sus requerimientos de masa y energía. Así, que para el caso del sistema de control térmico activo las limitaciones que se deberían tomar en cuenta son: el uso de espacio y consumo de la energía eléctrica; o en el caso del sistema pasivo que podría no ser adecuado para ciertas condiciones de funcionamiento del nanosatélite.
- La selección del sistema de control térmico más óptimo, como parte del diseño del nanosatélite, garantiza el correcto funcionamiento de todos sus componentes tanto eléctricos como estructurales. Donde, las opciones presentadas desde el punto de vista térmico, se deben considerar de acuerdo a los requerimientos de la misión espacial.
- Es importante el desarrollo de ensayos o pruebas térmicas físicas para proporcionar datos más reales sobre la distribución de la temperatura del sistema. Pese a que, el método de análisis numérico como de simulación se pueden utilizar como una guía para la selección y diseño del control térmico del CubeSat,
- Luego de haber realizado el análisis de simulación, se recomienda que la estructura del CubeSat cuente con un acabado superficial y aislamiento térmico, para evitar la pérdidas de calor durante el período de eclipse (caso frío), y poder así mantener al sistema interno en el intervalo de temperatura previsto. Adicionalmente, también se pueda reducir el consumo de energía por medio de un sistema de control térmico activo. Para este caso se recomendaría utilizar pintura de color negro debido a sus propiedades térmicas y hojas de aislamiento térmico interno para conservar la energía, luego de cada ciclo orbital.

- Es de suma importancia establecer contacto o iniciar una vinculación con organizaciones o empresas especializadas en la rama de la ingeniería aeroespacial, ya que existe un escaso conocimiento tanto técnico como científico en nuestro ambiente académico, para el desarrollo de este tipo de proyectos.

## BIBLIOGRAFÍA Y ANEXOS

### BIBLIOGRAFÍA

- Arif, T. T. (2010). <http://www.intechopen.com/books/aerospace-technologies-advancements/design-of-low-cost-telecommunications-cubesat-class-spacecraft>.
- Brown, C. D. (2002). Elements of Spacecraft Design/pág.46,48,49,75,392,397 Virginia: Advisory Board.
- Cal Poly CubeSat Group. (2014). <http://www.cubesat.org/index.php/about-us>.
- Cal Poly CubeSat Grupo. (2014).  
[http://www.cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final.pdf](http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf).
- Fernández, M. V. (2011).  
[http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/14693/1/10-11\\_Marc\\_Vila\\_Fern%C3%A1ndez.pdf](http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/14693/1/10-11_Marc_Vila_Fern%C3%A1ndez.pdf).
- Fortescue, P. (2003).SPACECRAFT SYSTEMS ENGINEERING (pág. 79,111,122,123,124,125,356,360,361). Chichester: John Wiley & Sons Inc, .
- Gilmore, D. G. (2002). Capítulo 5 : Insulation. En D. G. Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook (pág. 170,172,173, 223,226). Virginia, EEUU: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- GomSpace. (2014). <http://gomspace.com/documents/GS-ICD-SP-1.4.pdf>.
- Incropera, F. P. (2011). Conducción Unidimensional en Estado Estacionario. En Fundamentos de Transferencia de Calor y Masa (pág. 113). Jefferson, Tennessee: John Wiley and Sons Inc.
- Incropera, F. P. (2011). Introducción. En Fundamentos de Transferencia de Calor y Masa (pág. 4,6,9,114,113,115,770,810,819,820). Jefferson, Tennessee: John Wiley and Sons Inc.
- Lida, T. (2000). Satélites de Comunicación: Sistema y Tecnología de Diseño. Tokyo: Ohmsha, Ltd.
- MARTINEZ, I. (1992). TERMODINAMICA BASICA Y APLICADA. En I. MARTINEZ, RADIACION TERMICA (pág. 322). MADRID: DOSSAT S.A.

- NASA. (1994).  
<http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19950019455.pdf>.
- NASA. (1999). <http://oce.jpl.nasa.gov/practices/2301.pdf>.
- Pisacane, V. L. (2005). Space Power Systems. En Fundamentals of Space Systems (pág. 331). New York: Oxford University Press, Inc.
- Polaris Project. (2001).  
[http://www.polaris.iastate.edu/EveningStar/Unit4/unit4\\_sub3.htm](http://www.polaris.iastate.edu/EveningStar/Unit4/unit4_sub3.htm).
- Pumpkin, Inc. (2013). <http://www.cubesatkit.com/content/datasheet.html>.
- Pumpkin, Inc. (2013). <http://www.cubesatkit.com/>.
- Rimoldi, C. (2013). <http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/index.php>.
- SATELLITE NEWS. (2013). <http://satelit.web.id/what-is-a-satellite>.

# ANEXOS

ANEXO A

ESPECIFICACIONES  
DE DISEÑO DEL  
CUBESAT.

**ANEXO B**

**MANUAL DE  
SIMULACIÓN ANSYS  
WORKBENCH.**

## ANEXO C

# GUÍA DE DISEÑO DE CALEFACTORES FLEXIBLES MINCO.