



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA MECÁNICA – TERMOFLUIDOS

**ANÁLISIS DEL AMBIENTE TÉRMICO DE UN MICROSATÉLITE CONSIDERANDO UN
SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO BASADO EN UN TUBO DE CALOR**

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA

PRESENTA:
JUAN CARLOS DAMIÁN MAGAÑA

TUTOR PRINCIPAL
DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ
FACULTAD DE INGENIERÍA

SEGUNDO TUTOR
DR. CARLOS ROMO FUENTES
FACULTAD DE INGENIERÍA



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Vicente y Rodríguez William
Secretario: Dr. Ramirez Aguilar José Alberto
Vocal: Dr. Ferrer Pérez Jorge Alfredo
1^{er}. Suplente: Dr. Romo Fuentes Carlos
2^{d o}. Suplente: Dr. Farah Simón Alejandro

Lugar o lugares donde se realizó la tesis:
INSTITUTO DE INGENIERÍA, UNAM

TUTOR DE TESIS:

DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ

FIRMA

Índice

Índice

Índice de tablas

Índice de figuras

Lista de variables

Capítulo 1. Introducción

- 1.1. Prólogo.
- 1.2. Objetivos.
- 1.3. Justificación .
- 1.4. Metodología.

Capítulo 2. Marco teórico

- 2.1. Elementos, análisis y diseño de una misión espacial.
- 2.2. Clasificación y estructura de los satélites.
- 2.3. Ambiente espacial.
- 2.4. Mecanismos de transferencia de calor.
 - 2.4.1. Transferencia de calor por conducción.
 - 2.4.2. Transferencia de calor por convección.
 - 2.4.3. Transferencia de calor por radiación.
- 2.5. Esquemas de disipación de calor.
- 2.6. Control térmico.
 - 2.6.1. Clasificación de los sistemas de control térmico.
 - 2.6.2. Sistemas de control térmico pasivo.
 - 2.6.2.1. Materiales aislantes.
 - 2.6.2.2. Acabados superficiales.
 - 2.6.2.3. Radiadores.
 - 2.6.3. Sistemas de control térmico activo.
 - 2.6.3.1. Calentadores.
 - 2.6.3.2. Interruptores de calor.
 - 2.6.3.3. Bombas de fluido re circulante.
 - 2.6.3.4. Enfriadores termoelectricos.
 - 2.6.3.5. Sistemas criogénicos.
 - 2.6.3.6. Tubos de calor.
- 2.7. Pruebas térmicas.
- 2.8. Normas y estandarización.
- 2.9. Elementos keplerianos.
- 2.10. Condiciones de luz.
- 2.11. Trabajos Previos y estado del arte.

Capítulo 3. Metodología, parámetros y datos de entrada del modelo

- 3.1. Datos de entrada del diseño.
 - 3.1.1. Geometría del satélite.
 - 3.1.2. Órbitas propuestas.
 - 3.1.3. Materiales.

- 3.2. Parámetros de diseño.
 - 3.2.1. Propiedades termo ópticas de los materiales.
 - 3.2.2. Control térmico pasivo.
 - 3.2.3. Control térmico activo (tubo de calor).
 - 3.2.3.1. Selección del material y fluido de trabajo.
 - 3.2.3.2. Configuración geométrica.
 - 3.2.3.3. Dimensionamiento del tubo de calor.
- 3.3. Modelo geométrico.
- 3.4. Cargas térmicas.
 - 3.4.1. Cargas térmicas externas.
 - 3.4.1.1. Flujo de calor debido al Sol.
 - 3.4.1.2. Calor por albedo.
 - 3.4.1.3. Flujo de calor debido al infrarrojo de la Tierra.
 - 3.4.2. Cargas térmicas internas.

Capítulo 4. Modelo analítico

- 4.1. Sol en equinoccio vernal, satélite en órbita 40° y 105° .
 - 4.1.1. Temperatura promedio en el satélite.
 - 4.1.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos.
- 4.2. Satélite en la órbita con inclinación de 40° .
 - 4.2.1. Temperatura promedio en el satélite.
 - 4.2.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos.
- 4.3. Satélite en la órbita con inclinación de 105° .
 - 4.3.1. Temperatura promedio en el satélite.
 - 4.3.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos.
- 4.4. Recapitulación de resultados del modelo analítico.

Capítulo 5. Modelo numérico

- 5.1. Método de diferencias finitas.
- 5.2. Método de Monte Carlo.
- 5.3. Acoplamiento del modelo numérico de radiación y conducción.
- 5.4. Descripción del diseño asistido por computadora.
- 5.5. Malla.
- 5.6. Casos simulados.
 - 5.6.1. Descripción de los casos simulados.
- 5.7. Resultados numéricos.
 - 5.7.1. Órbita 40° .
 - 5.7.2. Órbita 105° .

Capítulo 6. Verificación de datos

Capítulo 7. Diseño y resultados experimentales

Capítulo 8. Comparación entre los datos experimentales y numéricos

Capítulo 9. Conclusiones y trabajo futuro

- 9.1. Conclusiones.
- 9.2 Trabajo futuro.

Referencias

Índice de figuras

- Figura 1. Metodología del diseño del sistema de control térmico.
- Figura 2. Esquema de los subsistemas de un satélite.
- Figura 3. Configuración de los esquemas de disipación térmica.
- Figura 4. Esquema de un tubo de calor.
- Figura 5. Tubo de calor ranurado.
- Figura 6. Tubo de calor de ranura única.
- Figura 7. Tubo de calor de filamento compuesto.
- Figura 8. Tubo de calor tipo arteria.
- Figura 9. Tubo de calor tipo líquido atrapado.
- Figura 10. Tubo de calor tipo líquido bloqueado.
- Figura 11. Tubo de calor tipo gas atrapado.
- Figura 12. Tubos de calor de conductividad térmica variable.
- Figura 13. a) Tubo de calor de flujo re circulante por capilaridad. b) tubo de calor de flujo re circulante.
- Figura 14. Esquema de la interface entre dos fluidos no miscibles.
- Figura 15. Configuración típica de una prueba de termo vacío.
- Figura 16. Principales parámetros de una elipse.
- Figura 17. Esquema de los elementos keplerianos.
- Figura 18. Esquema de los puntos relevantes en la eclíptica solar.
- Figura 19. Esquema de las condiciones de luz de la órbita.
- Figura 20. Modelo en CAD del micro satélite Quetzal.
- Figura 21. Esquema del tubo de calor y su sección transversal.
- Figura 22. Configuración parcial del satélite BIRD.
- Figura 23. Resistencia térmica del tubo de calor como función de la temperatura de vapor y el flujo de calor.
- Figura 24. Variación de temperatura respecto al tiempo.
- Figura 25. Desempeño de un tubo de calor de 4 mm con diferentes fluidos de trabajo.
- Figura 26. Desempeño de distintos tubos de calor en condiciones de gravedad reducida.
- Figura 27. Termografía de tubos de calor sin estructura porosa con agua como fluido de trabajo (superior), salmuera re humidificante (medio), fluido re humidificante (inferior).
- Figura 28. Geometría del satélite (se omiten tres caras).
- Figura 29. Vistas del tubo de calor. Vista lateral, izquierda arriba. Vista frontal, derecha arriba. Vista superior, izquierda abajo. Perspectiva, derecha abajo.
- Figura 30. Vista frontal con acotaciones. Acotaciones en milímetros.
- Figura 31. Vista lateral con acotaciones. Acotaciones en milímetros.
- Figura 32. Modelo geométrico.
- Figura 33. Satélite en órbita 40° .
- Figura 34. Satélite en órbita 105° .
- Figura 35. Sol en equinoccio vernal.
- Figura 36. Esquema del calor incidente en las caras satelitales.

Figura 37. Esquema del satélite en luz solar directa.

Figura 38. Esquema del satélite en condición de umbra.

Figura 39. Esquema del calor incidente en las caras satelitales con inclinación de 40° .

Figura 40. Esquema del satélite en luz directa en órbita 40° .

Figura 41. Esquema del satélite en eclipse en órbita 40° .

Figura 42. Esquema del calor incidente en las caras satelitales con inclinación de 105° .

Figura 43. Esquema del satélite en luz directa en órbita 105° .

Figura 44. Esquema del satélite en umbra en órbita 105° .

Figura 45. Ángulos de emisión de energía desde una superficie sólida.

Figura 46. Vista frontal (se omiten 2 de las 4 caras laterales, así como la superior).

Figura. 47. Componentes electrónicos simulados (Se omiten 3 caras del satélite, así como las placas divisorias entre módulos).

Figura 48. Variación de la temperatura promedio en la estructura en función del número de nodos.

Figura 49. Variación de la temperatura máxima y mínima en función de la malla.

Figura 50. Cálculo del error respecto de la máxima y mínima temperatura como función del número de nodos.

Figura 51. Imagen frontal del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, Derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 52. Imagen frontal del satélite a 67500 s. Caso A, izquierda arriba. B, Derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 53. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 54. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 55. Temperatura en función del tiempo de la electrónica de la cámara.

Figura 56. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del espectrómetro.

Figura 57. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del receptor.

Figura 58. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del transmisor.

Figura 59. Temperatura en función del tiempo de los paneles solares.

Figura 60. Temperatura en función del tiempo de los radiadores.

Figura 61. Imagen frontal del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B Derecha arriba. C izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 62. Imagen frontal del satélite a 67500 s. Caso A, izquierda arriba. B Derecha arriba. C izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 63. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 64. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Figura 65. Temperatura en función del tiempo de la electrónica de la cámara.

Figura 66. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del espectrómetro.

Figura 67. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del receptor.

Figura 68. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del transmisor.

Figura 69. Temperatura en función del tiempo de los paneles solares.

Figura 70. Temperatura en función del tiempo de los radiadores.

Figura 71. Temperatura (en grados Celsius) máxima y mínima de los componentes satelitales para los 3 casos simulados de la órbita 105° .

Figura 72. Tubo de calor instrumentado.

Figura 73. Temperatura como función del tiempo del condensador y evaporador del tubo de calor.

Índice de tablas

Tabla 1. Lista de variables.

Tabla 2. Clasificación de los satélites en función de su masa.

Tabla 3. Condiciones ambientales y los efectos sobre el satélite.

Tabla 4. Fluidos de trabajo comunes para tubos de calor.

Tabla 5. Rangos de temperatura y duración para las pruebas de certificación.

Tabla 6. Rango de temperatura permisible y duración para equipo y elementos espaciales.

Tabla 7. Elementos orbitales.

Tabla 8. Componentes del satélite por módulo.

Tabla 9. Cargas térmicas de los componentes satelitales.

Tabla 10. Parámetros de los tubos de calor empleados en el satélite BIRD.

Tabla 11. Rangos de temperatura operacional.

Tabla 12. Propiedades de los elementos de control térmico.

Tabla 13. Propiedades de los materiales utilizados.

Tabla 14. Propiedades termo ópticas de los materiales.

Tabla 15. Cargas térmicas internas.

Tabla 16. Recapitulación de resultados del modelo analítico.

Tabla 17. Flujo de calor por componente satelital.

Tabla 18. Propiedades físicas de los materiales utilizados en las simulaciones.

Tabla 19. Propiedades ópticas de los materiales utilizados en las simulaciones.

Tabla 20. Temperatura (en grados Celsius) máxima y mínima de los componentes satelitales para los 3 casos simulados de la órbita 40°.

Tabla 21. Datos numéricos contra analíticos, órbita 40°.

Tabla 23. Datos numéricos contra analíticos, órbita 105°.

Tabla 24. Error órbita 105°.

Tabla 25. Comparación entre los datos experimentales y numéricos.

Tabla de variables

\dot{Q}	Flujo de calor.
k	Coefficiente de transferencia de calor por conducción.
A	Área.
h	Coefficiente de transferencia de calor por convección.
ε	Emisividad térmica.
σ	Constante de Stefan-Boltzmann.
T	Temperatura.
a	Semi eje mayor de órbita.
e	Excentricidad de órbita.
i	Inclinación de la órbita.
ω	Argumento de perigeo.
Ω	Longitud de nodo ascendente.
v	Anomalía verdadera.
h_{fg}	Entalpía de vaporización.
ρ	Densidad.
t	Tiempo.
m	Masa.
V	Volumen.
r	Radio.
\dot{Q}_{Sol}	Flujo de calor debido a la radiación solar.
\dot{Q}_A	Flujo de calor albedo.
\dot{Q}_{IR}	Flujo de calor infrarrojo de la Tierra.
\dot{E}	Energía interna por unidad de tiempo.
\dot{W}	Potencia.
\dot{Q}_{gen}	Potencia disipada por los componentes internos del satélite.
T_∞	Temperatura del espacio profundo.
T_T	Temperatura media de la Tierra.
T_{SAT}	Temperatura media en el satélite, en luz directa.
T_{sat}	Temperatura media en el satélite, en umbra.
T_{Mi}	Temperatura media en el módulo i, en luz directa.
T_{mi}	Temperatura media en el módulo i, en umbra.
C_p	Calor específico a presión constante.
\mathbf{q}_r	Vector de flujo de calor por radiación.
q_h	Generación de calor por reacciones químicas.
Φ	Función de disipación viscosa.

Tabla 1. Lista de variables

Capítulo 1. Introducción

1.1 Prólogo

Como parte del diseño y manufactura de un satélite una parte primordial es el diseño del control térmico. El presente trabajo describe un análisis del ambiente térmico al cual estaría sometido un microsatélite al mismo tiempo que propone un tubo de calor como parte del control térmico, lo anterior con el fin de que los componentes del satélite operen dentro del rango de temperatura operacional garantizando su correcto funcionamiento.

Dentro de este escrito se pueden identificar tres partes esenciales: la primera corresponde al modelo matemático, donde se presenta el análisis de la temperatura del satélite, obtenida mediante el modelo analítico, para las dos órbitas propuestas, así como el diseño del tubo de calor; luego, la parte correspondiente a las simulaciones numéricas y, finalmente la parte experimental. Cada una de estas partes se relaciona con las restantes dando la oportunidad de realizar una validación y verificación de datos lo cual, posteriormente, da paso a la formulación de las conclusiones del esta tesis.

Como parte de las conclusiones se establece que el tubo de calor propuesto como parte del sistema de control térmico cumple con el objetivo de mantener los componentes del satélite (aquellos con los cuales interactúa) dentro de su rango de temperatura operacional.

1.2 Objetivos

Realizar un análisis del comportamiento térmico de un microsatélite para proponer un sistema de control térmico que permita que los subsistemas del satélite trabajen dentro de su rango operacional.

1.3 Justificación

La tecnología satelital ofrece una cuantiosa gama de aplicaciones como son comunicaciones, meteorología, navegación, teledetección, así como aplicaciones militares, entre otras. Dichas aplicaciones hacen que el desarrollo de tecnología satelital sea imprescindible para el crecimiento del país, tanto en el ámbito científico y tecnológico como en el económico, militar e incluso cultural. Con base en lo anterior se puede aseverar que es necesario que México invierta en investigación

para desarrollo de dicha tecnología, la cual se encuentra en una etapa temprana en nuestro país.

Dentro de los subsistemas que integran un satélite, como son el de telemetría, estructural, propulsión, por mencionar algunos, se encuentra el subsistema térmico, objeto de estudio de esta tesis, cuyo propósito es regular la temperatura del satélite con el fin de que los componentes se mantengan dentro del rango de temperatura de operación, con lo cual se pueda llevar a cabo la misión para la cual fue diseñado el satélite.

1.4 Metodología utilizada

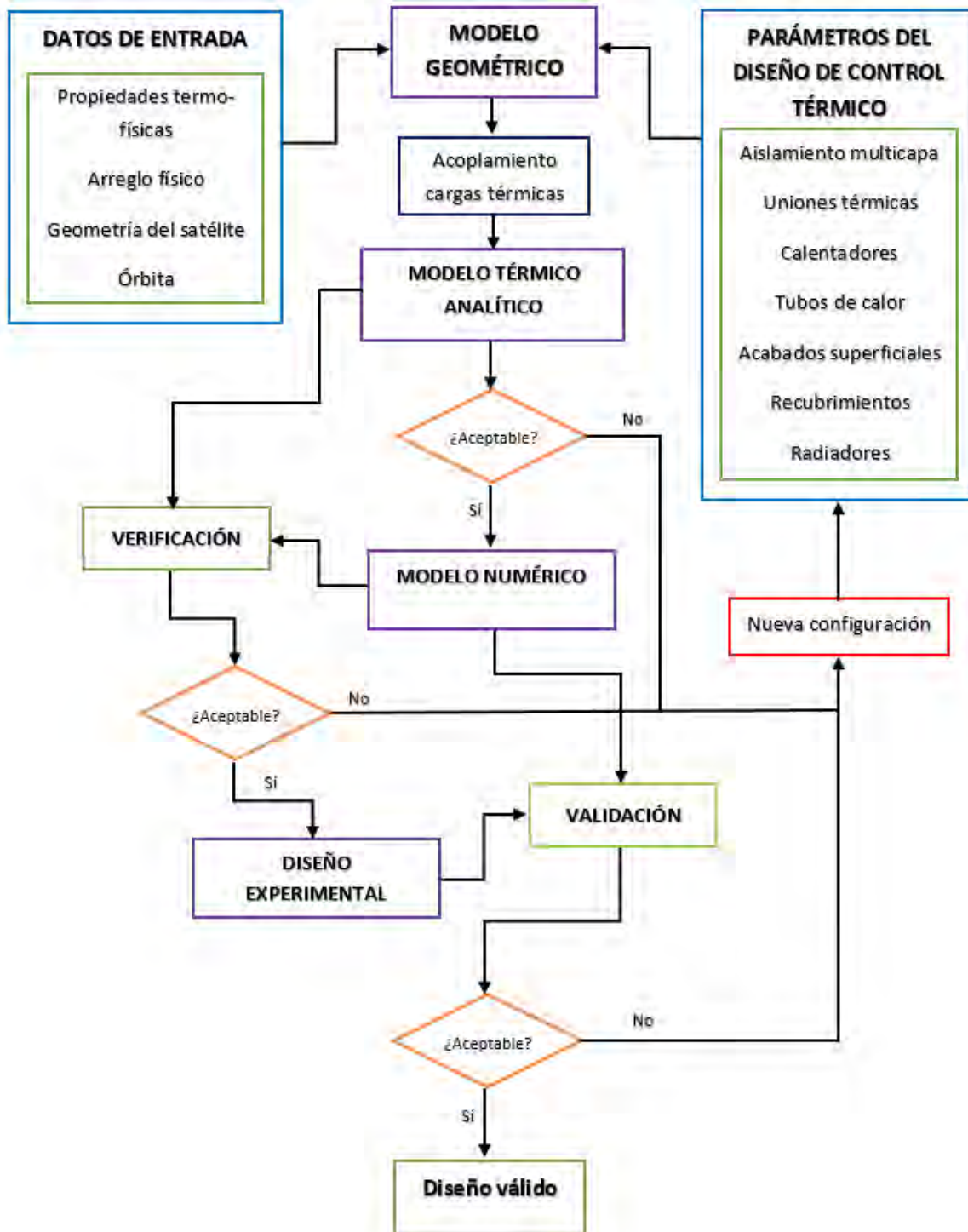
El diseño del sistema de control térmico consta de dos tareas principalmente. La primera consiste en seleccionar adecuadamente los elementos apropiados para el satélite ya que la distribución de temperaturas depende en gran medida del hardware térmico utilizado. La segunda es el cálculo de la temperatura de los diferentes componentes del satélite para diferentes casos de carga térmica verificando que los requerimientos se cumplan.

Los principales factores que intervienen en el diseño del sistema de control térmico son las siguientes:

- El ambiente espacial, el cuál define las cargas externas.
- El calor disipado por los componentes del satélite.
- La distribución de la disipación térmica dentro del satélite.
- Los requerimientos térmicos de los componentes.
- La configuración del satélite: geometría, materiales, soportes, etc.

Con base en lo anterior se establece un diagrama de flujo (Figura 1) que ejemplifica la metodología de diseño utilizada, así como los principales elementos que intervienen en el diseño del sistema.

Los parámetros en el cuadro izquierdo son las principales características del satélite que influyen directamente en el comportamiento térmico. Los parámetros del cuadro derecho son los parámetros de diseño para el sistema de control térmico. Considerando los parámetros anteriores se define una geometría y un modelo matemático para el análisis del sistema. Usualmente el análisis se realiza mediante simulaciones, con los datos obtenidos se verifica que el sistema cumpla con los requerimientos, de no ser así se realizan iteraciones modificando los parámetros de diseño (radiadores, tubos de calor, recubrimientos, acabado superficial, etc.) hasta que el modelo establezca un sistema válido que cumpla con las especificaciones.



Capítulo 2. Marco teórico

2.1. Elementos, análisis y diseño de una misión espacial

El conjunto de actividades necesarias para lograr un objetivo es denominado “misión”. Una misión espacial es, por lo tanto, diseñada específicamente para lograr cierto objetivo mediante sistemas espaciales.

Los elementos de una misión espacial se dividen en 7, que definen la arquitectura de la misión, dichos elementos son los siguientes [1]:

1. Objeto de estudio, análisis, etc.
2. Definición de la órbita (trayectoria).
3. Secciones del dispositivo espacial.
4. Sistema de lanzamiento
5. Estación terrena.
6. Operación de la misión.
7. Operación, control y arquitectura de las comunicaciones

Por otra parte, de manera general, el diseño de una misión espacial puede englobarse en 5 etapas.

1. Diseño conceptual.

Cuyo objetivo es definir la misión y sus elementos principales.

2. Diseño detallado.

Es donde el diseño real ingenieril es llevado a cabo, dando como resultado final los detalles y especificaciones de los componentes que se utilizarán. En algunos casos puede incluir desarrollo de hardware y software.

3. Manufactura y revisión.

En esta fase los diversos componentes son manufacturados y ensamblados, para posteriormente someterse a una revisión.

4. Lanzamiento.

Incluye el lanzamiento del sistema y el despliegue en órbita del mismo.

5. Puesta en marcha y operación.

Una vez que el sistema ha sido lanzado, sigue la fase de prueba y calibración previo a ceder el control a la organización encargada de operar el sistema durante su vida útil.

2.2. Clasificación y estructura de los satélites (subsistemas y carga útil)

Un satélite es, por definición, un objeto (luna, planeta o máquina) que orbita una estrella o planeta. Sin embargo, la palabra “satélite” es usada comúnmente para referirse a las máquinas lanzadas hacia el espacio y que orbitan la Tierra o cualquier otro cuerpo en el espacio [5].

Los satélites se clasifican dependiendo de su masa. Los de mayor masa, de tamaño estándar, pesan 1000 kg o más. Los más pequeños son los llamados femto satélites cuya masa es menor a los 100 g.

La siguiente tabla muestra la clasificación de los satélites en función de su masa.

Clasificación	Masa kg
Estándar	>1000
Mini	100-1000
Micro	10-100
Nano	1-10
Pico	1- 0.1
Femto	< 0.1

Tabla 2. Clasificación de los satélites en función de su masa [6].

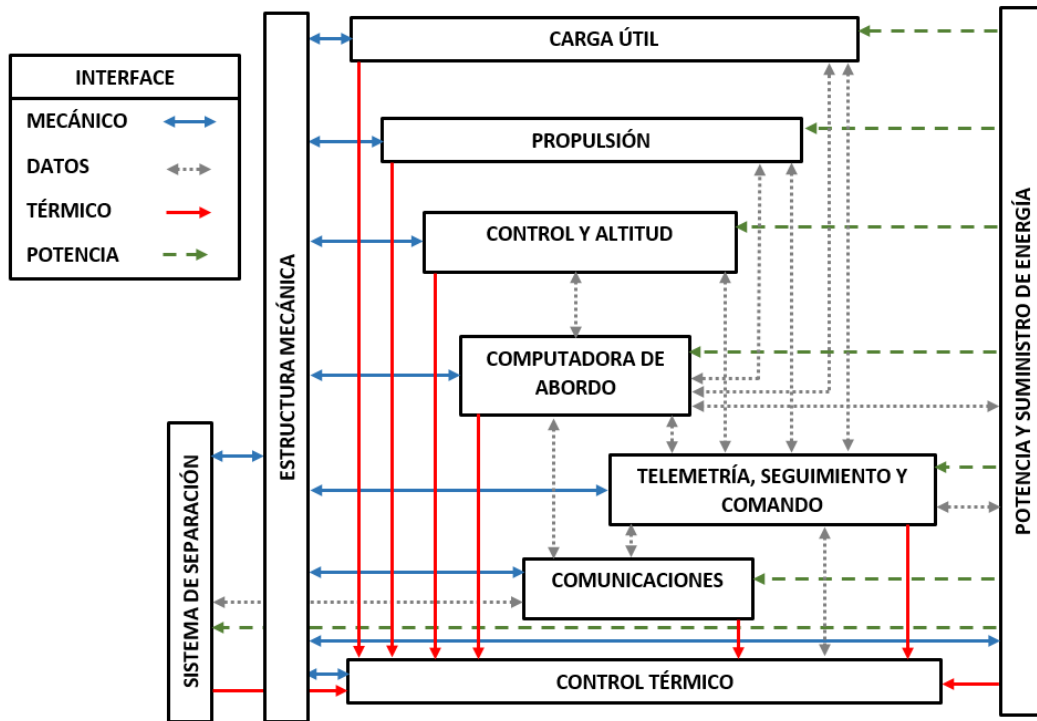


Figura 2. Esquema de los subsistemas de un satélite [4].

Cabe señalar que la clasificación por la masa total del satélite no es la única, ya que se pueden clasificar los satélites por el tipo de misión para la que fueron diseñados, por el tipo de órbita, por su medio de estabilización, entre otras.

En lo que respecta a la estructura del satélite puede considerarse compuesta por dos partes principales, la plataforma o módulo de servicio y la carga útil. La carga útil se diseña conforme a los objetivos particulares de la misión mientras que la plataforma brinda servicio a la carga para que esta pueda llevar a cabo correctamente sus funciones.

Las funciones del módulo de servicio engloban control del satélite, comunicación con la estación terrena, control de la trayectoria, control de las dimensiones y estructura del satélite, control de la temperatura y suministro de energía.

Por otra parte, es importante considerar que entre los subsistemas que integran el módulo de servicio también existen interfaces que los conectan entre sí. Dichas conexiones pueden ser del tipo mecánico, datos, de potencia o térmico.

2.3. Ambiente espacial

El ambiente espacial se define como todas aquellas condiciones que influyen en el desarrollo de la misión, desde la fase inicial de diseño hasta la puesta en órbita y operación del satélite.

En general las características del ambiente espacial pueden ser agrupados en 5 categorías: vacío, partículas eléctricamente neutras, plasma, radiación y micro meteoritos y escombros en las órbitas.

El ambiente espacial afecta directamente los subsistemas del satélite. En el caso del control térmico, las cargas térmicas debidas a el ambiente espacial son un factor principal que se debe considerar en el proceso de diseño.

Además, las cargas térmicas pueden, con el tiempo, modificar el desempeño de los subsistemas, por ejemplo, al degradar las propiedades termo ópticas del satélite en la superficie externa de éste.

En el siguiente cuadro se muestran las condiciones ambientales y los efectos que estos tienen en el satélite.

Condición	Efecto
Vacío	Degradación superficial
Partículas eléctricamente neutras	Daños mecánicos y químicos
Plasma	Carga eléctrica Descarga electrostática
Radiación	Degradación electrónica
Micro meteoritos y escombros	Degradación de las superficies externas

Tabla 3. Condiciones ambientales y los efectos sobre el satélite [1].

2.4. Mecanismos de transferencia de calor

Los mecanismos de transferencia de calor son la forma en que se disipa o transfiere energía en forma de calor de un medio a otro, por ejemplo, entre dos sólidos, un sólido y un fluido o incluso entre un sólido y el vacío, como en el caso de la disipación por radiación en un satélite.

En el caso de regulación térmica en un satélite la transferencia de calor se realiza mediante radiación y conducción principalmente. La carga térmica generada por los componentes se conduce hacia el radiador, luego este lo disipa hacia el espacio. La única forma en que puede existir transferencia de calor por convección dentro de un satélite es cuando se tiene un fluido confinado, como es el caso de las bombas de fluido recirculaste, de otra forma es imposible hablar de convección ya que el satélite se encuentra en condición de vacío.

2.4.1. *Transferencia de calor por conducción*

La transferencia de calor por conducción se define como la transferencia de calor a través de un sólido o un fluido en reposo. Para un fenómeno en estado estable, la ecuación de transferencia de calor, para una placa plana, se escribe de la siguiente manera:

$$Q = kA(T_2 - T_1)L^{-1} \quad (1)$$

Donde k es el coeficiente de conductividad térmica, considerado constante en la mayoría de los casos, A es el área de transferencia de calor, L es el espesor de la placa y $T_2 - T_1$ es la diferencia de temperaturas entre las caras de la placa.

Cuando se requiere considerar el cambio de la conductividad térmica respecto de la temperatura, en ocasiones éste se considera como una función lineal de la temperatura:

$$k(T) = k_0(1 + \beta T) \quad (2)$$

donde β es el coeficiente de temperatura de la conductividad térmica y k_0 un valor de referencia constante del coeficiente de conductividad térmica.

2.4.2. *Transferencia de calor por convección*

La transferencia de calor por convección se define como la transferencia de calor a través de un fluido en movimiento. Se clasifica en libre, forzada, interna o externa.

La ecuación de transferencia de calor por convección se define de la siguiente manera:

$$Q = hA(T_2 - T_1) \quad (3)$$

En la ecuación anterior h es el coeficiente de transferencia de calor por convección, A es el área superficial de transferencia de calor, $(T_2 - T_1)$ es la diferencia de temperatura entre la temperatura en la superficie y la temperatura del fluido lejos de la superficie.

2.4.3. *Transferencia de calor por radiación*

La radiación es emitida por cada punto sobre una superficie plana, en todas direcciones hacia el hemisferio que está arriba de ella. La cantidad que describe la magnitud de la radiación emitida o incidente en una dirección especificada en el espacio es la intensidad de la radiación. Las propiedades que influyen en la intensidad de la radiación son la emisividad la absorptividad y la transmisividad, las cuales a su vez dependen de la longitud de onda, la dirección y la temperatura.

La fracción de irradiación absorbida por la superficie se llama absorptividad a , la fracción reflejada por la superficie recibe el nombre de reflectividad p , la fracción transmitida es la transmisividad t .

La ecuación de transferencia de calor por radiación entre dos objetos se define de la siguiente manera:

$$Q = A\varepsilon\sigma(T_1^4 - T_2^4) \quad (4)$$

Donde Q es el flujo de calor, ε es la emisividad, σ es la constante de Stefan-Boltzmann, y T es la temperatura absoluta.

2.5. Esquemas de disipación de calor

Existen varios esquemas de transferencia de calor para regular la temperatura del satélite y de sus componentes. El esquema autónomo consiste en que cada elemento disipa de manera independiente la carga térmica generada por sí mismos al espacio. El esquema centrado implica conducir toda la carga térmica generada hacia un punto en específico del satélite donde esta se radia hacia el espacio. Por último, el esquema combinado es donde se tiene tanto el esquema autónomo y centrado a la vez, esto es, ciertos componentes disipan energía independientemente hacia el espacio y otros concentran la carga térmica en cierto punto para luego disiparla.

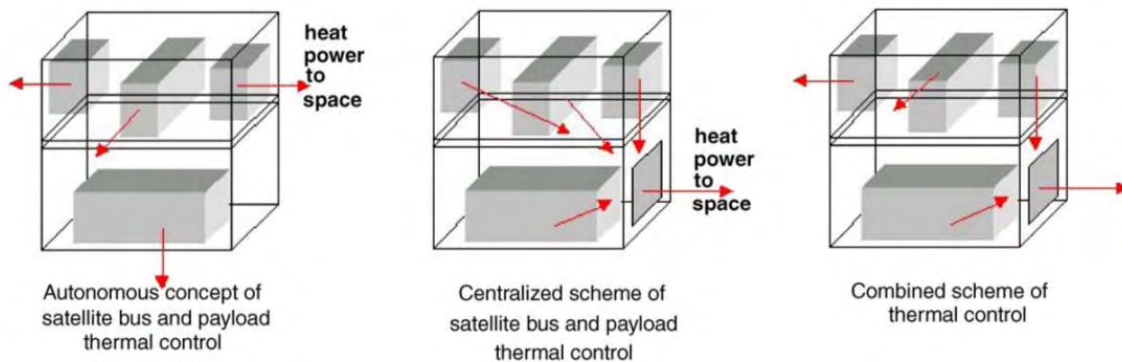


Figura 3. Configuración de los esquemas de disipación térmica [10].

Para el caso de estudio de esta tesis se utilizará el esquema centrado, esto es, se tendrá un sólo control térmico para todos los componentes, debido a la magnitud de las cargas térmicas generadas dentro del satélite no son en extremo grandes.

2.6. Control Térmico

2.6.1. Clasificación de los sistemas de control térmico

Los sistemas de control térmico pueden clasificarse en dos grupos principales, los sistemas de control térmico pasivo y los sistemas de control térmico activo.

El primer grupo, el control pasivo, corresponde a elementos o dispositivos que no requieren suministro de potencia para funcionar y que no involucran elementos dinámicos. Ejemplos de control pasivo son materiales aislantes y acabados superficiales con altos valores de emisividad.

Por el contrario, el control térmico activo es el que se compone por elementos que requieren suministro de potencia para su funcionamiento o bien que involucran elementos dinámicos. Ejemplos de sistemas de control activo son sistemas criogénicos, bombas de fluido recirculante, tubos de calor, enfriadores termoeléctricos, entre otros.

En los siguientes apartados se describen brevemente algunos sistemas de control térmico dando especial atención a los tubos de calor.

2.6.2. Sistemas de control térmico pasivo

2.6.1.1. Materiales aislantes

Los materiales aislantes se encuentran entre los elementos de control térmico más comunes. Estos previenen la excesiva pérdida de calor de los componentes del satélite hacia el espacio, así como el excesivo calentamiento debido a la radiación del ambiente espacial.

Este tipo de control térmico es comúnmente usado para proteger los tanques y líneas de propelente, motores de combustible sólido y dispositivos criogénicos.

Típicamente estos materiales se utilizan en un arreglo multicapa (MLI). Las capas se fabrican de materiales con baja emisividad. El Mylar metalizado con aluminio u oro es un ejemplo de material utilizado para la manufactura de las capas aislantes.

Materiales utilizados para la manufactura de las capas exteriores son tela Betha, Tedlar, Kapton y Teflón. Materiales utilizados para la fabricación de capas interiores son poliéster, teflón, Mylar aluminizado, Kapton aluminizado y Kapton metalizado con oro [12].

Cabe mencionar que los aislamientos multicapa no son muy efectivos cuando en el ambiente existe la presencia de gas.

2.6.1.2. Acabados superficiales

El control térmico basado en acabados superficiales consiste en el empleo de materiales cuyos valores de absorptividad y emisividad sean los adecuados para poder lograr las temperaturas deseadas utilizando la radiación como medio de disipación de calor. Usualmente los recubrimientos utilizados para este propósito se caracterizan mediante la emisividad efectiva A/E.

Usualmente pintura negra (Chemglaze Z306 por ejemplo, A=0.98, E=0.89) es utilizada en el interior del vehículo con el fin de incrementar la transferencia de calor entre los componentes internos. Para las superficies externas se utilizan materiales con altos niveles de emisividad y bajos niveles de absorptividad como pinturas blancas (S13G-LO, A=0.25 E=0.85), Kapton aluminizado (5 mm A=0.46, E=0.86), espejos de cuarzo(A=0.11 E=0.80) y teflón aluminizado (A=0.16, E=0.78) [12].

Algunos problemas que presentan este tipo de acabados superficiales son la degradación debido al ambiente espacial la cual afecta directamente en la vida útil del dispositivo.

2.6.1.3. Radiadores

Los radiadores son dispositivos que disipan calor mediante radiación infrarroja con base a las características termo físicas de las superficies. La mayoría de los radiadores son superficies con alta emisividad y baja absorptividad.

El calor disipado por un radiador depende fuertemente de la temperatura y se puede calcular por mediante la siguiente expresión:

$$Q = A\varepsilon\sigma(T^4 - T_0^4) \quad (5)$$

Donde, en este caso, T_0 es la temperatura del espacio profundo, A es el área del radiador, ε es el valor de la emisividad de la superficie y σ es la constante de Stefan-Boltzmann.

Los radiadores, dependiendo de la cantidad de calor que sea necesario disipar, se pueden combinar con otros dispositivos de control térmico como bombas de fluido recirculante o tubos de calor.

2.6.3. *Sistemas de control térmico activo*

2.6.3.1. Calentadores

El tipo más común de calentador consiste en un parche conformado por una resistencia eléctrica la cual es envuelta en algún material flexible que funcione como aislante eléctrico, como por ejemplo Kapton.

Los calentadores son utilizados cuando algún dispositivo del satélite se encuentra por debajo de su temperatura de operación y por ende necesita de una fuente de calor, lo cual puede ocurrir cuando el satélite se encuentra en eclipse. También se utilizan, en conjunto con un termostato, cuando algún elemento requiere de una temperatura muy precisa.

2.6.3.2. Interruptores de calor

Son dispositivos que pueden trabajar como aislantes o como buenos conductores térmicos. También son conocidos como interruptores térmicos. Lo que permite el control térmico mediante estos dispositivos es el cambio en la conductividad térmica cuando, por ejemplo, se sitúan entre un sistema que genera calor y un elemento que trabaja como sumidero de calor, como un radiador. En ocasiones también se utilizan entre componentes internos del satélite y la estructura.

El material más común para fabricar los interruptores de calor es la parafina.

2.6.3.3. Bombas de fluido recirculante

Estos son dispositivos que trabajan mediante el ciclo de Carnot invertido. El diseño más básico se compone de una bomba, un intercambiador de calor y un radiador.

El tipo de flujo, laminar o turbulento, el factor de fricción y el desempeño de la bomba son algunos de los parámetros relevantes en el diseño de las bombas de fluido recirculante.

2.6.3.4. Enfriadores termoeléctricos

Operan como bombas de calor. El objetivo de estos dispositivos es proporcionar temperaturas frías a componentes específicos que así lo requieran.

Su funcionamiento se basa en el efecto Peltier, el efecto de enfriamiento se obtiene al pasar corriente a través de un arreglo de dos semiconductores, uno tipo p y otro tipo n, acoplados mediante un conductor metálico.

Algunas de sus aplicaciones frecuentes es enfriar sensores de radiación infrarroja.

2.6.3.5. Sistemas criogénicos

Se define como sistema criogénico aquel que trabaja de bajo de los 100 K

Los sistemas criogénicos se pueden clasificar en radiadores, ciclos de refrigeración abiertos y cerrados.

Los sistemas criogénicos de ciclo abierto se basan en la sublimación de un sólido o la evaporación de un líquido para llegar a la temperatura deseada. Los sistemas de ciclo cerrado el efecto de enfriamiento se obtiene mediante trabajo mecánico. Algunos ejemplos de sistemas de ciclo cerrado son el Stirling, Gifford, Joule-Thomson y el Bryton.

Aplicaciones comunes de estos sistemas están relacionadas con instrumentación para observación terrestre, instrumentos para detección de rayos gamma, astronomía de alta energía o astronomía infrarroja.

2.6.3.6. Tubos de calor

Los tubos de calor utilizan un flujo bifásico para transportar calor de una superficie caliente a una fría.

El funcionamiento de un tubo de calor es el siguiente: Uno de los extremos del tubo se encuentra en contacto con una fuente de calor (esta región funciona como evaporador) y el otro en contacto con una superficie con una temperatura baja (esta región trabaja como condensador). El fluido de trabajo, que inicialmente se encuentra en estado de saturación,

al calentarse se evapora y se incrementa la presión, lo cual provoca que el vapor fluya hacia la zona más fría, al llegar a esta el vapor se condensa y regresa por capilaridad a la zona caliente mediante una estructura filamentososa o ranura en la pared interna del tubo.

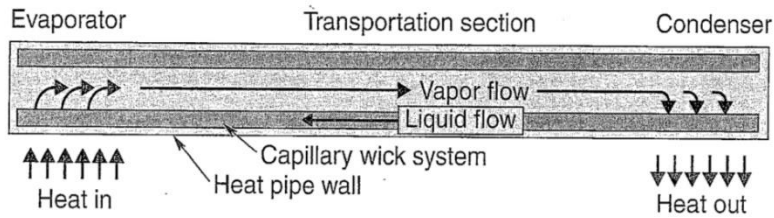


Figura 4. Esquema de un tubo de calor [12].

***De conductividad térmica constante**

Es el tipo más básico de tubo de calor, se compone de una estructura filamentososa, un fluido de trabajo y el tubo que envuelve al filamento y al fluido.

***Ranurados**

Consiste en un tubo de aluminio con ranuras axiales extruidas. Las ranuras pueden ser de otro material distinto como cobre. Las ranuras comúnmente tienen forma trapecoidal, aunque diseños más complejos pueden tener forma de gota o cerradura. El objetivo de las ranuras en la superficie interna del tubo es, como se muestra en la figura 12, transportar el fluido condensado de regreso al evaporador.

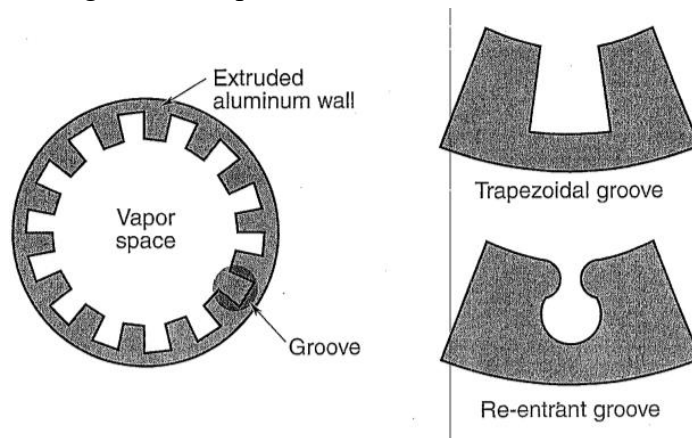


Figura 5. Tubo de calor ranurado [12].

***De ranura única**

En este caso sólo se tiene una ranura en forma de gota conectada al espacio donde fluye el vapor.

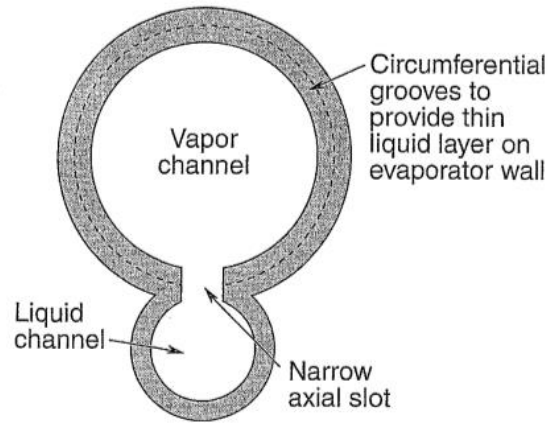


Figura 6. Tubo de calor de ranura única [12].

Su uso no es común en el diseño de vehículos espaciales [12].

***De filamento compuesto**

Se trata de uno de los diseños más antiguos y simples. Su estructura consiste en varias películas pegadas a la pared interna del tubo.

En algunos casos el filamento se separa en dos partes, una se encarga de distribuir el fluido de forma circunferencial en la pared del evaporador y la otra parte se encarga de transportar el fluido a lo largo del tubo.

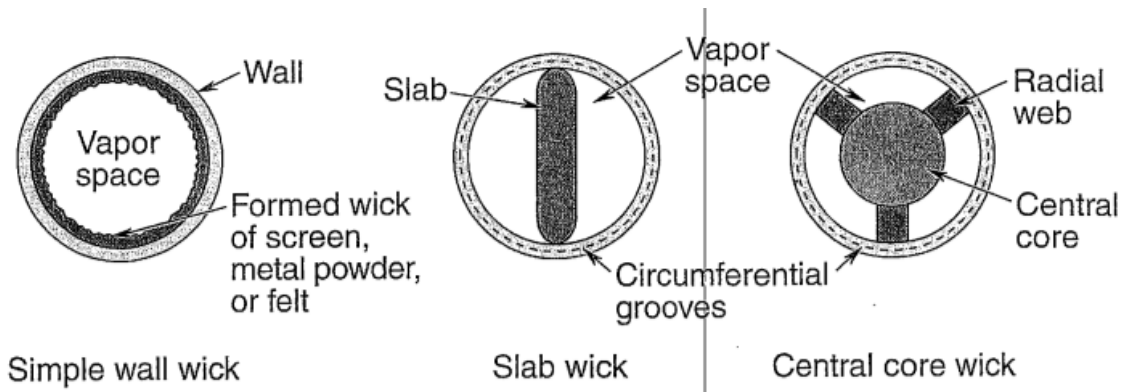


Figura 7. Tubo de calor de filamento compuesto [12].

***De tipo arteria**

Son similares a los de filamento compuesto, pero poseen una o más estructuras en el centro del tubo por las cuales circula el fluido, denominadas arterias. Cuando se diseñan apropiadamente este tipo de tubos de calor puede operar correctamente en presencia de gravedad.

Poseen una alta capacidad de transferencia de calor, sin embargo en ocasiones las arterias se bloquean debido a la presencia de burbujas de gas.

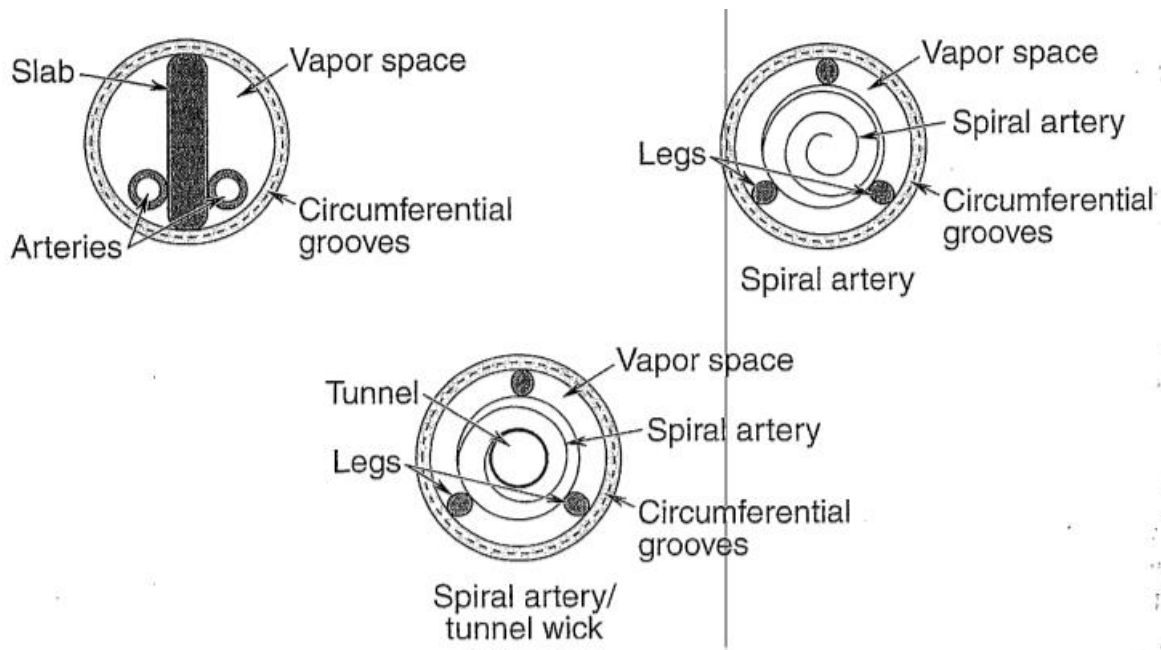


Figura 8. Tubo de calor tipo arteria [12].

***Tipo diodo**

Son tubos de calor de conductividad térmica constante modificados para que el flujo de calor sólo sea en una dirección.

Tipos comunes de diodos térmicos son los tubos de calor de líquido atrapado, líquido bloqueado y gas bloqueado.

***De líquido atrapado**

Este tipo de tubos de calor consiste en un depósito de filamento, el cual se ubica en la zona que opera como evaporador, separado del resto del tubo de calor. Cuando se aplica calor al evaporador y al depósito el calor se transfiere del evaporador al condensador, todo el fluido que se encuentra inicialmente en el depósito se evapora. El caso opuesto, cuando el calor entra por la zona del condensador, una parte del vapor proveniente del condensador se condensa en la trampa de líquido y se separa del resto del líquido.

***De líquido bloqueado**

El tubo de calor de líquido bloqueado, tiene, en su extremo que opera como condensador, un depósito de filamento. Este depósito de filamento se no se encuentra en contacto con el resto del tubo de calor por lo general está lleno con el fluido de trabajo. Cuando el calor entra por la zona del condensador, la región del evaporador se llena con el fluido de trabajo lo que impide que el gas se condense.

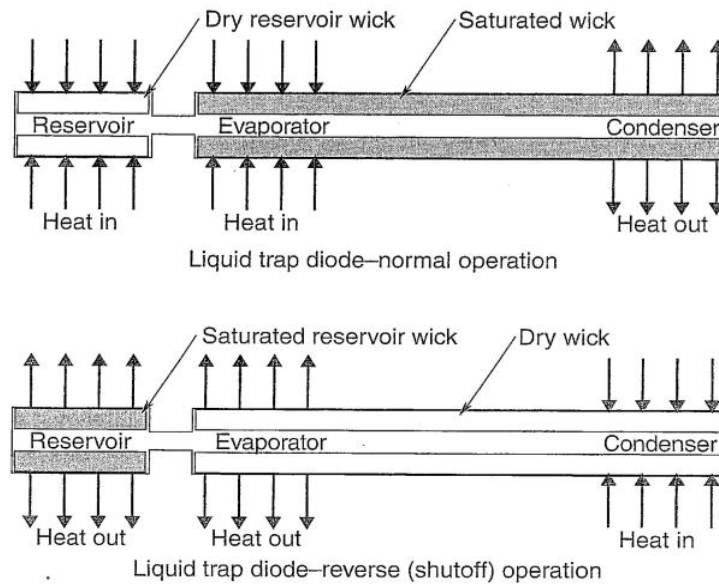


Figura 9. Tubo de calor tipo liquido atrapado [12].

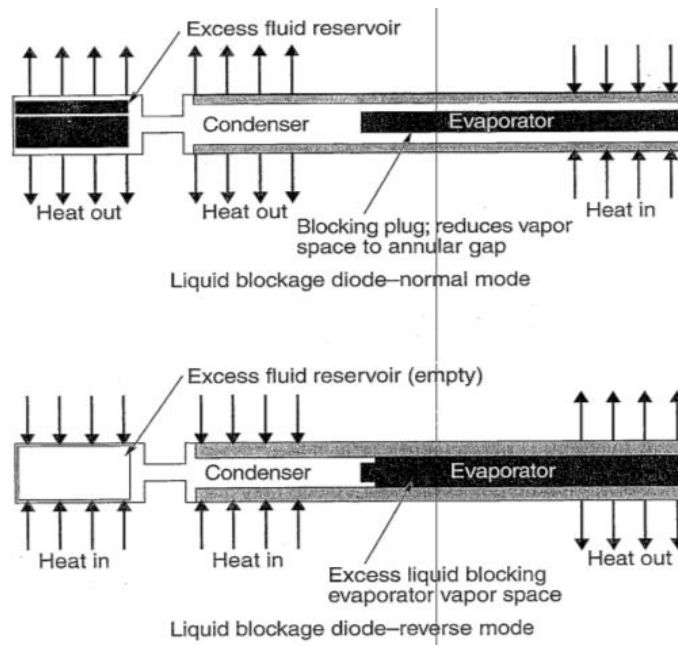


Figura 10. Tubo de calor tipo liquido bloqueado [12].

***De gas bloqueado**

Su diseño es similar al tubo de calor de líquido bloqueado con excepción de que el depósito contiene gas no condensable en vez de estructura filamentosa. Cuando el calor entra por la zona del condensador el gas fluye hacia la región del evaporador y la llena por completo lo que impide la condensación.

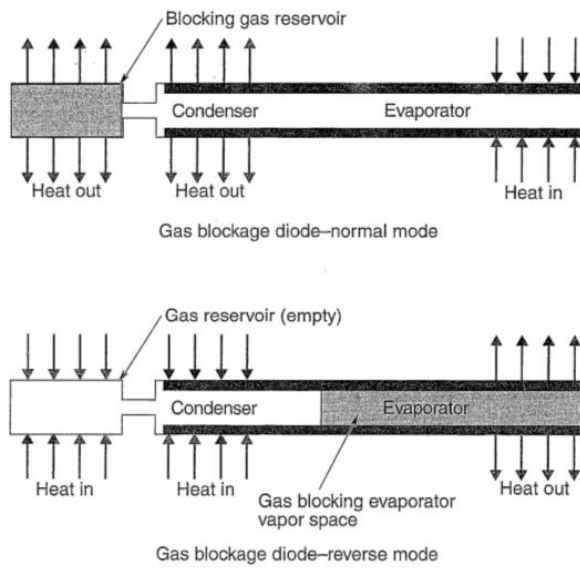


Figura 11. Tubo de calor tipo gas atrapado [12].

*Tubos de calor de conductividad térmica variable

Estos tipos de tubos de calor cuentan con un depósito de gas no condensable en el extremo del condensador con el fin de controlar el área del condensador con base a la temperatura del evaporador.

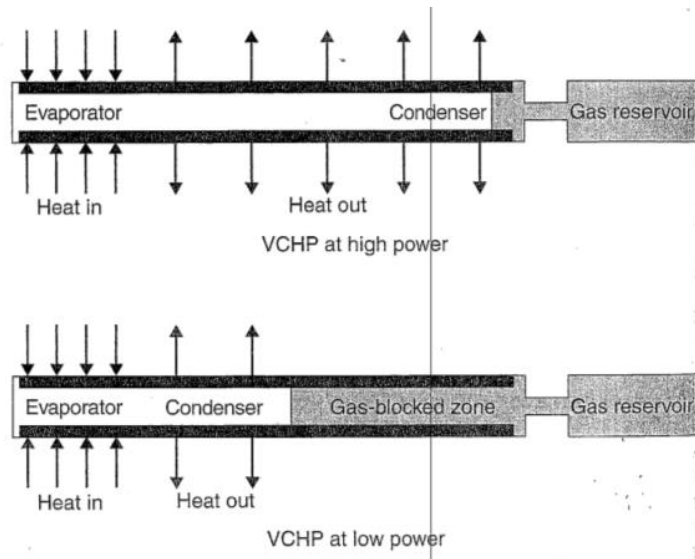


Figura 12. Tubos de calor de conductividad térmica variable [12].

* Fluidos de trabajo

Generalmente el rango de temperatura en la que se planea operar es el parámetro más importante en la elección del fluido de trabajo para los tubos de calor.

En la tabla siguiente se muestran los fluidos con los que trabajan normalmente los tubos de calor.

Table 14.1. Heat-Pipe Working Fluids^a

Fluid	Melting Point		Boiling Point		Critical Temp.	
	(K)	(°F)	(K)	(°F)	(K)	(°F)
Hydrogen	14.0	-434.4	20.4	-423.0	33.0	-400.3
Neon	24.5	-415.6	27.1	-410.9	44.4	-379.8
Oxygen	54.3	-361.8	90.2	-297.3	154.8	-181.1
Nitrogen	63.1	-346.0	77.3	-320.4	126.2	-232.4
Ethane	89.9	-297.8	184.5	-127.6	305.5	90.2
Methane	90.7	-296.4	111.4	-259.2	190.5	-116.8
Methanol	175.2	-144.3	337.9	148.5	513.2	464.1
Acetone	180.0	-135.7	329.4	133.2	508.2	455.1
Ammonia	195.5	-107.8	239.8	-28.0	405.6	270.4
Water	273.2	32.0	373.2	212.0	647.3	705.4
Potassium	336.4	145.8	1032.2	1398.3	2250.0	3590.0
Sodium	371.0	208.1	1152.2	1614.3	2500.0	4040.0
Lithium	453.7	357.0	1615.0	2447.0	3800.0	6380.0

^aData from Brennan and Kroliczek, *Heat Pipe Design Handbook*.^{14,4}

Tabla 4. Fluidos de trabajo comunes para tubos de calor [12].

*De flujo re circulante y flujo re circulante por capilaridad

La diferencia básica entre estos dos sistemas es la cámara de compensación conectada al evaporador.

En ambos sistemas el calor entra por la región en la que se encuentra la estructura filamentosa que actúa como una bomba debido al fenómeno de capilaridad. El gas fluye por el tubo hasta la zona del intercambiador de calor donde se condensa. Por último, el líquido condensado vuelve al evaporador.

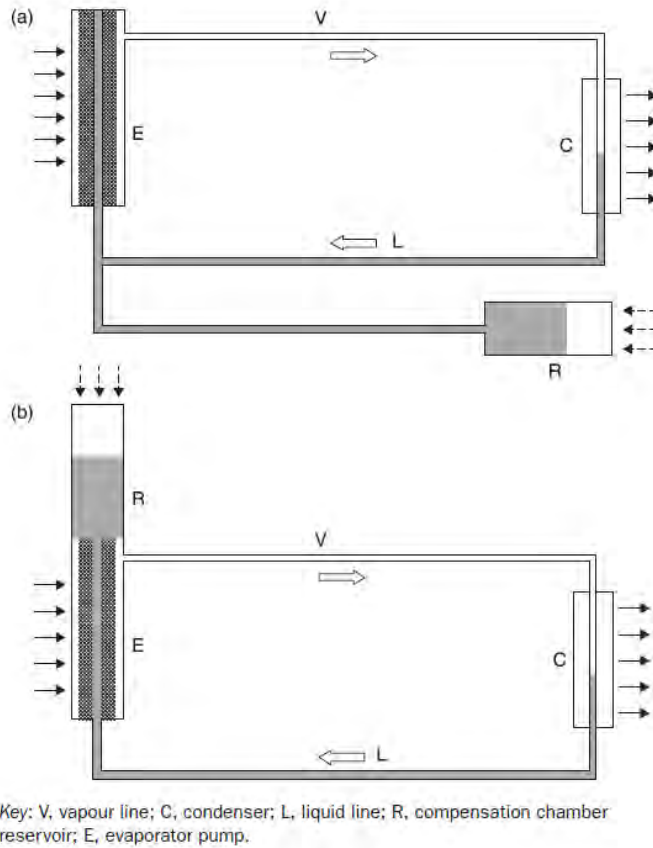


Figura 13. a) Tubo de calor de flujo re circulante por capilaridad.
 b) tubo de calor de flujo re circulante [1].

***Tubos de calor sin estructura porosa**

Estos tubos de calor no utilizan estructura porosa para desplazar el fluido dentro del tubo de calor sino que utilizan el efecto Maragnoni y fluidos especiales llamados auto humidificante (self – rewetting fluids es el término en inglés).

El efecto Maragnoni se presenta cuando existe una variación en la tensión superficial un líquido, provocando que el fluido se desplace de la región con menor tensión superficial hacia la región con mayor tensión superficial [20].

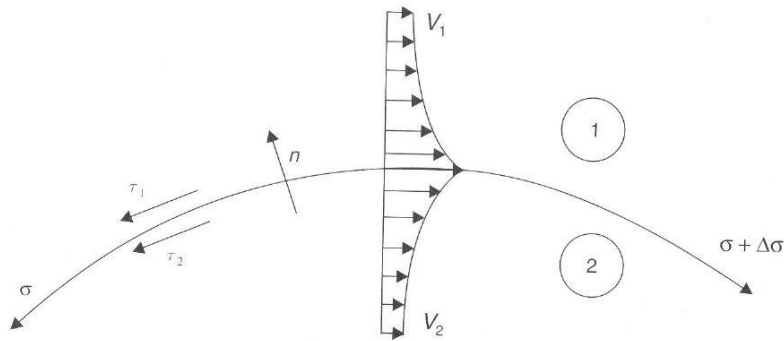


Figura 14. Esquema de la interface entre dos fluidos no miscibles [20]

Algunos de los fluidos utilizados en este tipo de tubos de calor son soluciones de alcoholes en agua. Los alcoholes utilizados en dichas soluciones pueden ser butanol, etanol, heptanol y metanol [19].

Estos tubos de calor es que han demostrado mejor transferencia de calor comparados con los convencionales con estructura porosa o ranurados y con fluidos de trabajo ordinarios, también ofrecen la posibilidad de utilizar materiales para la estructura del tubo de calor que no podrían utilizarse si el fluido de trabajo fuese amoniaco.

Mediante esta tecnología se ha plateado, en recientes investigaciones, el desarrollo de tubos de calor flexibles para aplicaciones aeroespaciales, que serían utilizados, por ejemplo, en radiadores desplegados [19].

2.7. Pruebas térmicas

Previo al lanzamiento el satélite debe someterse a pruebas estandarizadas que garanticen que el diseño del satélite cumpla con los requerimientos específicos de cada prueba y demuestre que puede tener un desempeño satisfactorio en el ambiente al cual será expuesto.

Durante estas pruebas pueden detectarse errores de manufactura, ensamble o diseño y repararse o modificar el satélite para que opere de forma correcta.

Entre las pruebas a las cuales debe someterse el satélite están, entre otras, la prueba de compatibilidad electromagnética, de carga estática, pruebas de acústica, vibraciones, impacto, balance térmico y de termo vacío cíclico.

Las pruebas de control térmico son tres: la prueba de equilibrio térmico, pruebas termo cíclicas y pruebas de termo vacío cíclico.

Los objetivos específicos de las pruebas térmicas son los siguientes tres: confirmar que el satélite, sus subsistemas y componentes son capaces de operar en el rango de temperatura adecuado; evaluar el desempeño de los sistemas de control térmico y corroborar que cumplen con su objetivo; y verificar los modelos térmicos analíticos.

El primer objetivo se lleva a cabo mediante la prueba de termo vacío y la prueba termo cíclica a la presión ambiental. El segundo y tercer objetivo se logra mediante la prueba de equilibrio térmico.

La prueba de equilibrio térmico consiste, generalmente, en simular los casos extremos de temperatura, tanto el frío como el caliente, con lo que se busca imitar las condiciones ambientales a las que el satélite será expuesto en el espacio o aproximar el flujo de calor en la superficie externa del satélite.

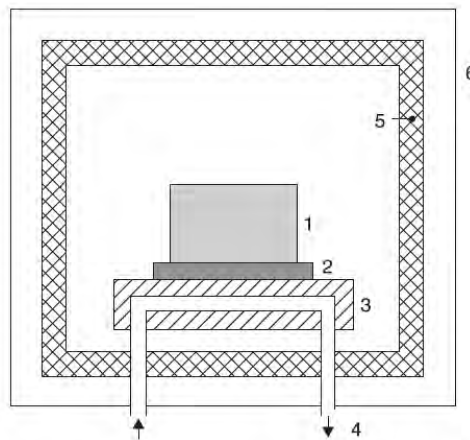
Las pruebas de termo vacío y termo cíclicas simulan las temperaturas esperadas de vuelo. La prueba de termo vacío es similar a la prueba de termo cíclica pero llevada a cabo en condición de vacío.

Test	Levels	Duration
Thermal cycling	10 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	8 cycles
Thermal vacuum	10 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	8 cycles if combined with thermal cycling, 1 cycle if thermal cycling is already performed

Tabla 5. Rangos de temperatura y duración para las pruebas de certificación [1].

Test	Levels		Duration
	Equipment	Space element	Equipment/ space element
Thermal cycling	5 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	Flight temperature	4 cycles
Thermal vacuum	5 °C extension of maximum and minimum predicted temperatures	Flight temperature	4 cycles if combined with thermal cycling, 1 cycle if thermal cycling is already performed

Tabla 6. Rango de temperatura permisible y duración para equipo y elementos espaciales [1].



Key: 1 – equipment, 2 – flight type representative thermal interface; 3 – temperature controlled mounting frame or support plate; 4 – temperature controlled fluid loop; 5 – temperature controlled shroud; 6 – thermal vacuum chamber.

Figura 15. Configuración típica de una prueba de termo vacío [1].

2.8. Normas y estandarización

Existen varias series de estándares desarrollados para la industria aeroespacial. Industrias y organizaciones estadounidenses desarrollaron las series MIL-, DOD- y NASA-. Por otra parte, en Europa se desarrolló la serie ESA-. En los últimos años se creó un organismo con el fin de establecer una serie de estándares para el uso en toda Europa nombrado European Cooperation for Space Standardization.

A continuación, se enlistan algunas normas relevantes en el aspecto del control térmico [1].

Normas ECCS:

ECSS-M-ST-10C (2009). Planeación e implementación.

ECSS-E-10-03A (2002). Pruebas.

ECSS-E-ST-31C (2008). Requerimientos generales del control térmico.

ECSS-Q-ST-70-04 (2008). Pruebas térmicas para evaluación de materiales espaciales, procesos, partes mecánicas y ensambles.

ECSS-STQ-70-09 (2008). Medición de propiedades termo ópticas de los materiales del control térmico.

Normas USA:

MIL-STD-1540D (1999). Pruebas para vehículos espaciales.

MIL-HDBK-340A (1999). Pruebas para el lanzamiento, etapa post lanzamiento y vehículos espaciales.

DOD-HDBK-343 (1986). Diseño, construcción y pruebas para equipo único espacial.

2.9. Elementos keplerianos

Los satélites orbitan generalmente describiendo trayectorias elípticas, de ahí la importancia del análisis de estas.

Los principales parámetros de una elipse son el semi eje mayor “a”, el semi eje menor “b” los focos, la excentricidad “e”.

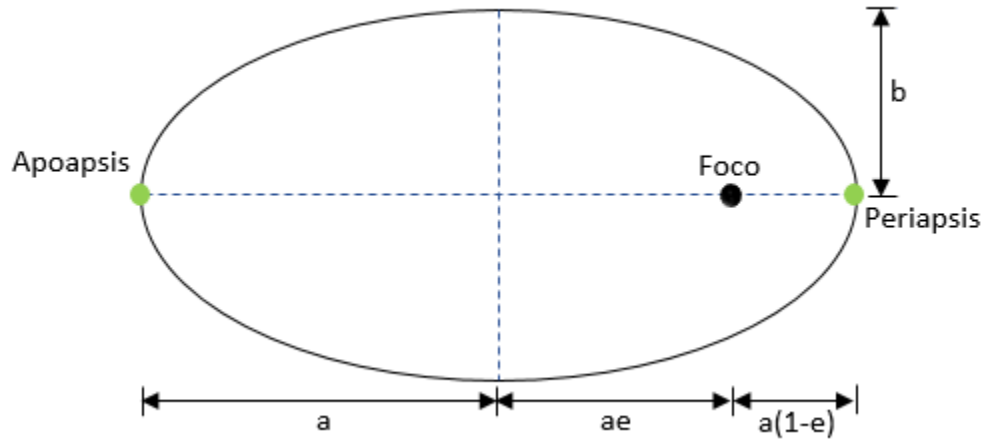


Figura 16. Principales parámetros de una elipse

Los puntos de llamados periapsis y apoapsis son los puntos en los que un objeto orbitando a otro cuerpo en uno de los focos se encuentra a menor y mayor distancia de este.

En el caso de un satélite orbitando la Tierra (ésta se encontraría en uno de los focos de la elipse) al periapsis se le llama Perigeo y al apoapsis se le denomina Apogeo.

En el caso de un cuerpo orbitando la Luna y un cuerpo orbitando Sol los puntos Apogeo y Perigeo tienen sus análogos siendo estos el Periselenio y Aposelenio para el caso lunar, y Afelio y Perihelio para el caso solar.

Para definir el movimiento de un satélite dentro de una órbita son necesarios seis elementos orbitales, los cuales se citan a continuación.

Elementos Orbitales		
Semi eje mayor	a	Define el tamaño de la órbita.
Excentricidad	e	Define la forma de la órbita
Inclinación	i	Define la inclinación del plano que contiene a la órbita respecto del plano ecuatorial de la Tierra.
Argumento de perigeo	ω	Ángulo entre las rectas foco-nodo ascendente y foco-perigeo
Longitud del nodo ascendente	Ω	Ángulo entre las rectas foco-equinoccio vernal (Υ) y foco-nodo ascendente.
Anomalía verdadera	v	Define dónde, en la órbita, se encuentra el satélite respecto del perigeo. Ángulo entre el vector de posición del satélite, con origen en el foco, y la recta foco-perigeo.

Tabla 7. Elementos orbitales

Los nodos de una órbita se definen como los puntos donde el plano de la órbita satelital interseca el plano ecuatorial. Dependiendo del sentido del movimiento del satélite se define

el nodo ascendente y el descendente. La recta definida por los nodos de la órbita se denomina línea de nodos.

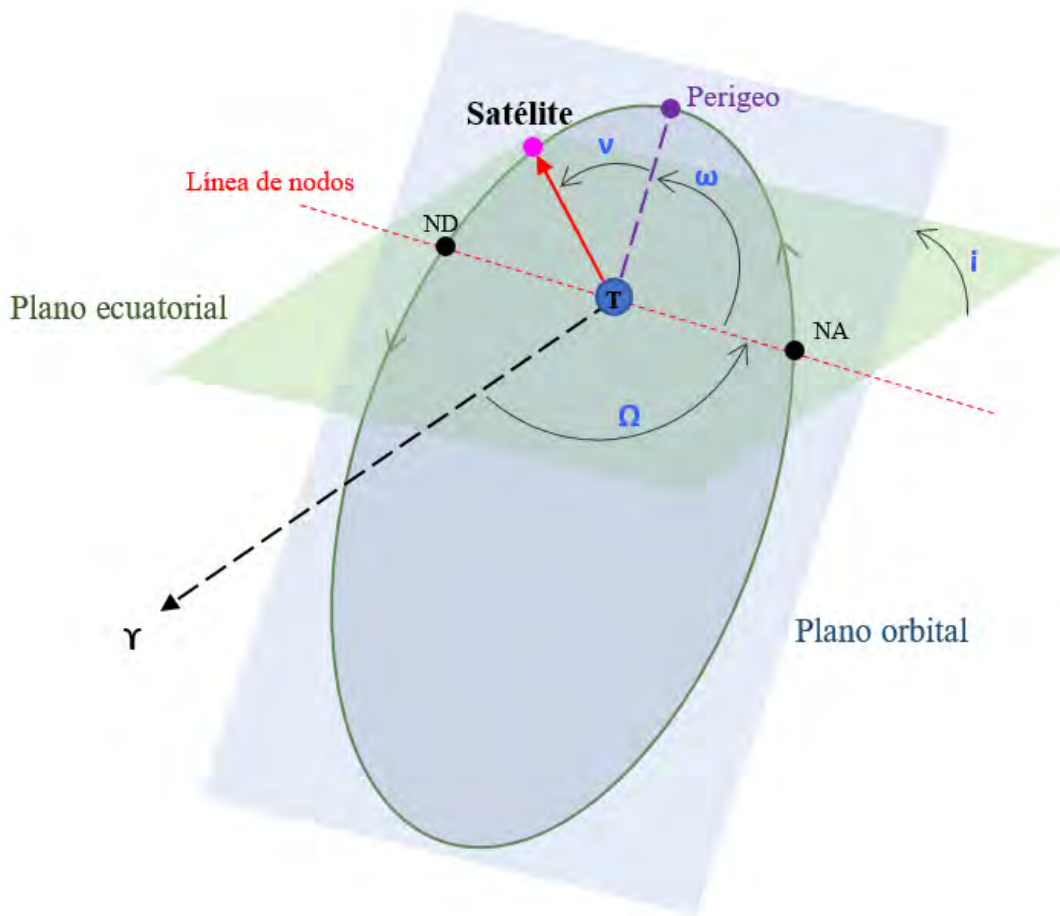


Figura 17. Esquema de los elementos keplerianos

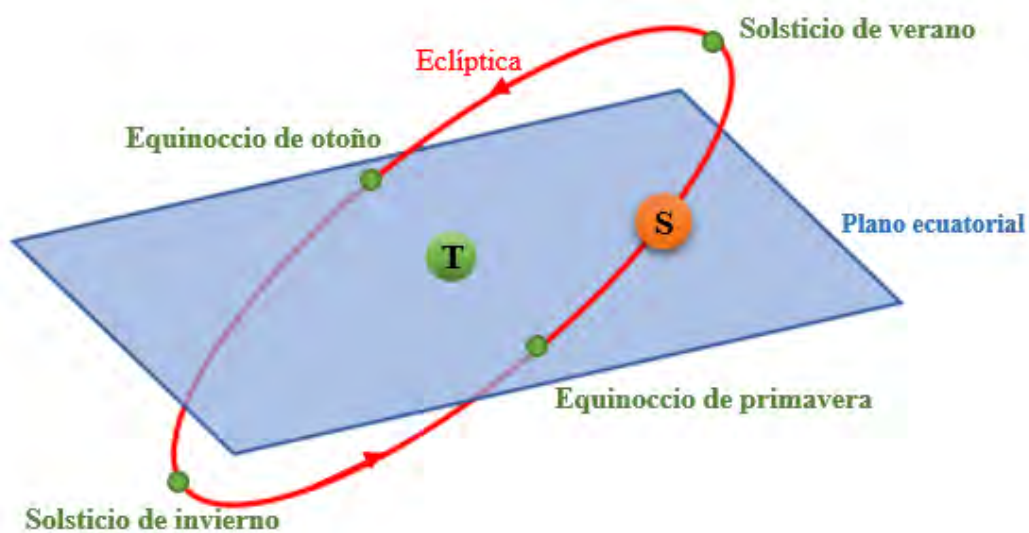
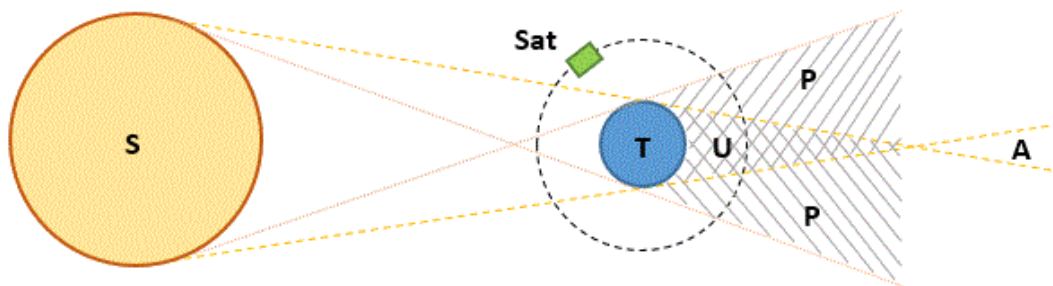


Figura 18. Esquema de los puntos relevantes en la eclíptica solar

El equinoccio de otoño y de primavera son los puntos donde el Sol cruza por el plano ecuatorial de la Tierra en su movimiento aparente respecto de esta. Al equinoccio de primavera también se le conoce como equinoccio vernal (Υ). Los solsticios son los puntos en que el Sol se encuentra más alejado del ecuador celeste.

2.10. Condiciones de luz

Durante el recorrido de la órbita el satélite se encuentra expuesto a distintas condiciones de luz: eclipse total o umbra, penumbra y luz directa del Sol. Es importante definir el tiempo que el satélite se encuentra en cada condición ya que el flujo de calor entrante depende de estas condiciones.



*Figura 19. Esquema de las condiciones de luz de la órbita.
T, Tierra; S, Sol; Sat, Satélite; U, Umbra; P, Penumbra; A; antumbra*

En este estudio se define umbra 36% tiempo, penumbra 0.5%, luz directa 63.5 % del tiempo de recorrido de la órbita [3]. Equivalente en horas, umbra 0.96 horas, penumbra 0.015 horas, luz directa 1.68 horas.

2.11. Trabajos Previos y estado del arte

El trabajo de tesis realizado por Dafne Gaviria Arcila [3] consistió en proponer un sistema de control térmico pasivo que permitiera la regulación térmica del satélite, para ello desarrollo un modelo analítico el cual posteriormente simuló numéricamente.

La estructura del satélite está compuesta por 3 módulos de 50x50x21 cm con una base de 5 mm cada uno construidos de Aluminio 6061-T6.

En cada módulo se tienen componentes distintos. En el módulo superior es donde se tienen las tarjetas electrónicas, el medio es donde se encuentran las baterías y las celdas de combustible, en el módulo inferior es donde se encuentra la carga útil, esto es el

espectrómetro y la cámara. Una descripción más detallada se aprecia en la siguiente tabla y figura.

1er módulo	Caja de tarjetas
	4 tarjetas electrónicas
2º módulo	2 tanques de combustible
	Sistema de control y distribución
	2 tarjetas electrónicas
	6 baterías
3er módulo	Caja de ruedas inerciales
	Caja de la cámara
	Transmisor
	Receptor
	Espectrómetro

Tabla 8. Componentes del satélite por módulo [3].

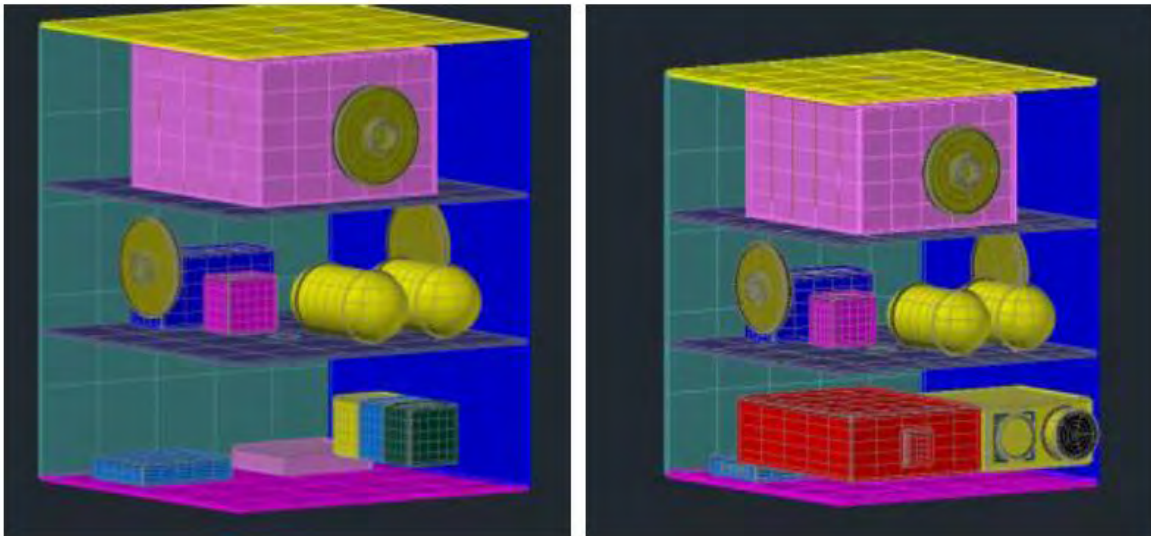


Figura 20. Modelo en CAD del micro satélite Quetzal [3].

Las cargas térmicas de los componentes se considerarán de la siguiente manera:

Componente	Calor disipado W
Control y distribución	10
Baterías	2

Cámara	6.5
Espectrómetro	1
Receptor	4
CPU	3
Transmisor	4
Ruedas inerciales	0.5
Total	31

Tabla 9. Cargas térmicas de los componentes satelitales [3].

Parte de su trabajo explica el efecto de utilizar recubrimientos, paneles solares (no desplegables), aletas inclinación para la regulación térmicas, así como la influencia que tiene la órbita y la inclinación del satélite del satélite.

Las orbitas propuestas son las siguientes: órbita polar, órbita ecuatorial, órbita inclinada respecto al polo y órbita inclinada respecto al ecuador, estas dos últimas obtenidas del análisis y definición de la misión.

Debido al tipo de orbita e inclinación se aprecia que en la parte superior de satélite es donde se tiene una temperatura mayor, sin embargo, los rangos de temperatura se encuentran dentro de los rangos de operación de los equipos, en este caso. Por otra parte, hay que considerar que este es el resultado de la simulación para el caso frio en la órbita ecuatorial.

Investigación aparte, realizada por Baturkin et al. (2003) [7], reporta el desarrollo del control térmico el cual se basó en el diseño, manufactura e implementación de tubos de calor cuyas especificaciones permiten trabajar dentro de los rangos de temperatura definidos y disipar el calo requerido. Esto se realizó para el control térmico de 3 satélites, Magion 4, 5 y BIRD construidos por el Instituto politécnico de Kiev.

Su diseño se basa en 2 tubos de calor colocados de manera simétrica en las caras del satélite. Los tubos de calor fueron construidos de cobre utilizando acetona como fluido de trabajo. La capilaridad de los tubos de calor se consiguió mediante 30 ranuras de sección rectangular.

Las bridas que se utilizaron fueron construidas de aluminio. Con dichos materiales, y con la geometría y arreglo físico que se estableció, consiguieron disipar una carga de 90 W en el rango de -50°C a 60°C , con una resistencia térmica de alrededor de 0.06 K/W. Cabe mencionar que la masa del dispositivo no excede los 220g.

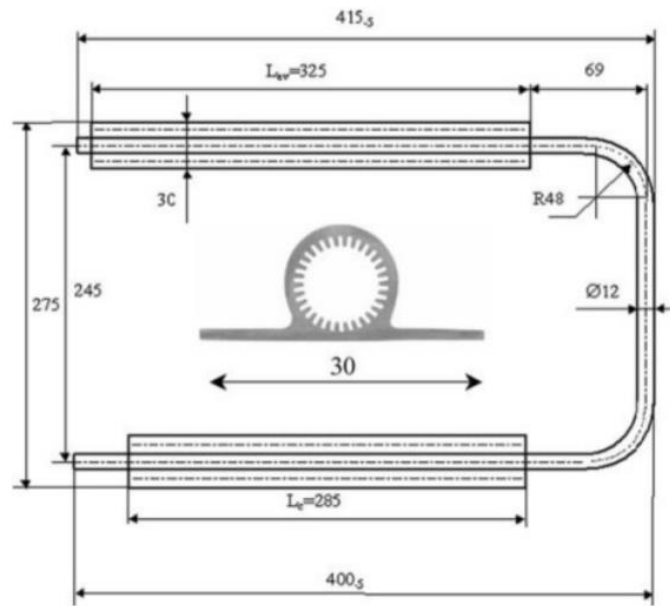


Figura 21. Esquema del tubo de calor y su sección transversal [7].

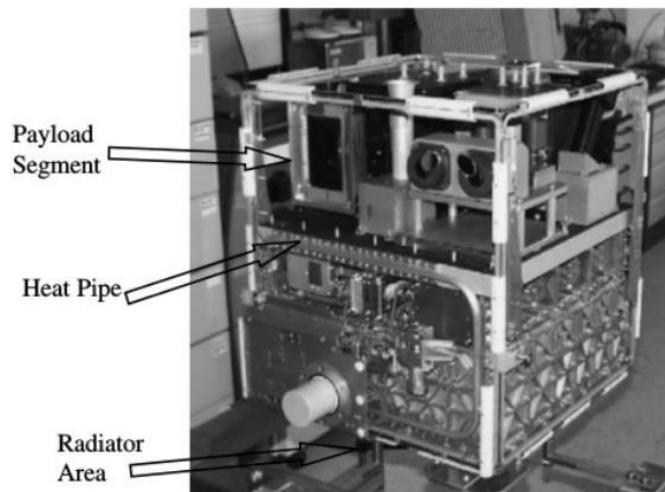


Figura 22. Configuración parcial del satélite BIRD [7].

El evaporador del tubo de calor se encuentra en la parte superior, más cercana a la carga útil, mientras que el condensador se ubica en la parte inferior cerca del radiador. La forma en *u* que posee permite las bridas se fijen a la estructura mecánica prácticamente en todo lo largo del borde de la estructura.

Específicamente para el satélite BIRD (Bispectral InfraRed Detection) el control térmico fue implementado mediante aislamientos multicapa, radiadores y dos tubos de calor [13]. Dichos tubos de calor fueron utilizados para regular la temperatura del módulo de carga útil, en el cual se encontraban los sensores multi espectrales ópticos.

Las características de los tubos de calor empleados se muestran en el siguiente cuadro.

Shell diameter, m	0.0122	Vapour core diameter, m	0.008
Wall thickness, m	0.001	Heat carrier	ammonia
Length of evaporator, m	0.325	Exploitation temperature, °C	-50...+50
Length of transport zone, m	0.344	Thermal resistance for exploitation temperature, K/W	less than 0.07
Length of condenser, m	0.285	Transported heat, W·m	not less than 60
Effective heat transport length, m	0.65	Rated heat transfer, W	60
Bending radius, m	0.048	Long-life tests, hours	32000
Shell protection	polishing	Flange material	aluminium alloy
Capillary structure: - groove depth / width	axial grooves	Mass per unit, kg	less than 0.23
/groove opening, mm	1 / 0.5/ 0.45		
Quantity of axial grooves	30		

Tabla 10. Parámetros de los tubos de calor empleados en el satélite BIRD [13].

Algunas de las pruebas que se realizaron a los tubos de calor fueron pruebas de resistencia térmica, máxima capacidad de transferencia de calor, distribución de temperatura a lo largo del tubo entre otras. Las pruebas de certificación fueron realizadas de acuerdo a la norma *Qualification requirements to heat pipes*, issue 2, ESA PSS-49 (TST-01), 43 (1983).

Como parte de las pruebas de caracterización se realizó también el análisis de la resistencia térmica de los tubos de calor como función de la temperatura del vapor y del flujo de calor

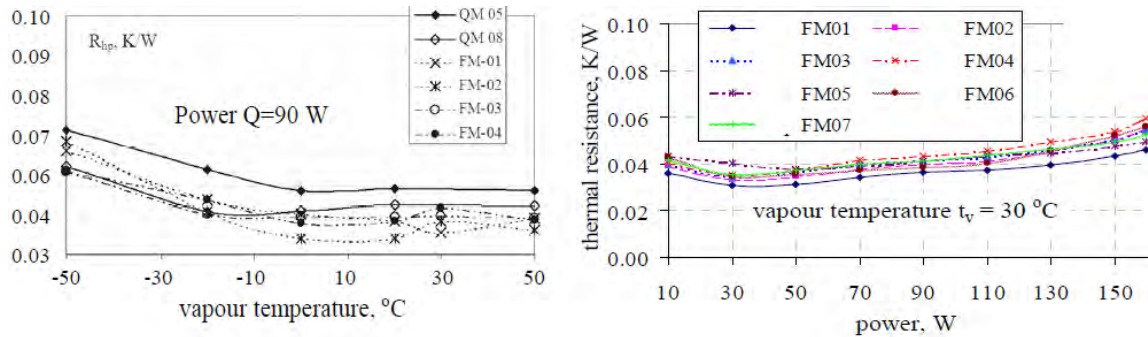


Figura 23. Resistencia térmica del tubo de calor como función de la temperatura de vapor y el flujo de calor [13].

En otra investigación realizada por, K. Narayana y V. Reddy (2006), se realizó el control térmico para el micro satélite HAMSAT. En contraste con el sistema utilizado para el

satélite BIRD , en el caso de HAMSAT se utilizó puramente control térmico pasivo compuesto por aislamiento multicapa, pintura blanca, cintas de baja emisividad, pintura negra y cintas de Kapton. Cabe mencionar que HAMSAT no llevaba instrumentos ópticos, que son más sensibles a gradientes de temperatura, como en el caso de BIRD, su misión consistió en brindar servicio de radio vía satélite.

Como referencia se muestran a continuación los datos de los rangos de temperatura operacionales utilizados en su diseño, las propiedades físicas de los elementos de control térmico y la validación de sus datos con base a los datos medidos en órbita.

Operating temperature limits (°C)

Packages	Temperature limits (°C)
All electronic boxes	0–40
Battery	10–30
Solar cells	–70–50
TWSS	–10–50

Tabla 11. Rangos de temperatura operacional [14].

Thermal properties of materials used

Material name	Area conductance (W/m ² K)	Emissivity (ϵ)	Absorptivity (α)
MLI	0.1	0.78	0.45
White paint		0.8	0.4
Low emittance tape		0.05	0.15
Solar panel		0.82	0.85
Black paint		0.9	0.9

Tabla 12. Propiedades de los elementos de control térmico [14].

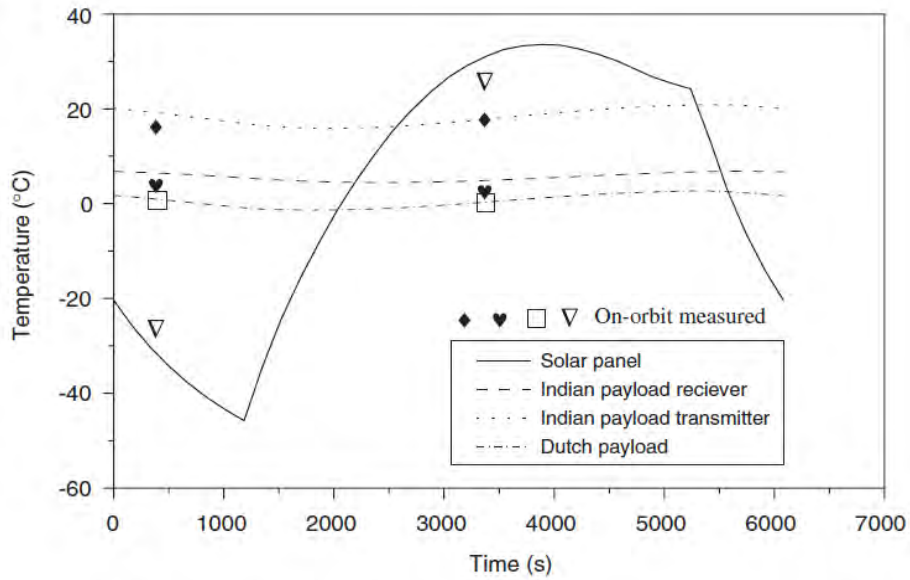


Figura 24. Variación de temperatura respecto al tiempo [14].

Una investigación más reciente publicada por R. Savina et al. (2009) plantea la posibilidad de utilizar tubos de calor sin estructura porosa con fluidos re humidificantes para aplicaciones espaciales. El funcionamiento de dichos tubos de calor se basa en el efecto Marangoni. Parte de su investigación fue diseñar un experimento (el cual se llevaría a cabo en un microsatélite) para evaluar el desempeño de los tubos de calor convencionales comparados con la nueva propuesta.

Los fluidos de trabajo propuestos son soluciones de alcohol en agua. Los alcoholes que se utilizaron fueron butanol, pentanol, heptanol, propanol y etanol.

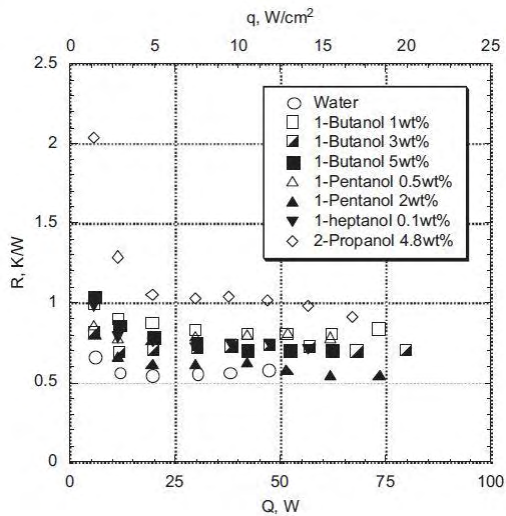


Fig. 25 Desempeño de un tubo de calor de 4 mm con diferentes fluidos de trabajo [19].

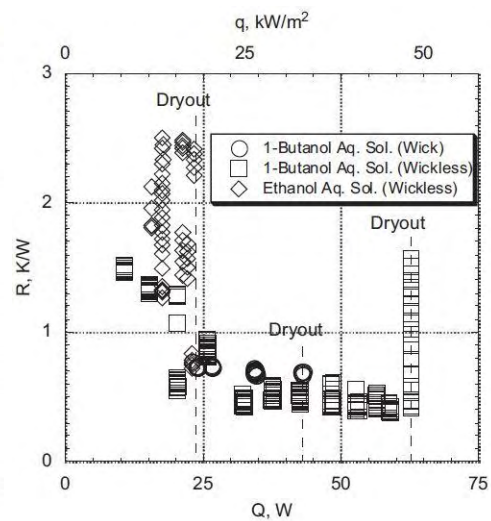


Fig. 26. Desempeño de distintos tubos de calor en condiciones de gravedad reducida [19].

Los tubos de calor que utilizaron en su diseño experimental fueron de 8 mm de diámetro y 250 mm de largo colocados sobre placas de aluminio.

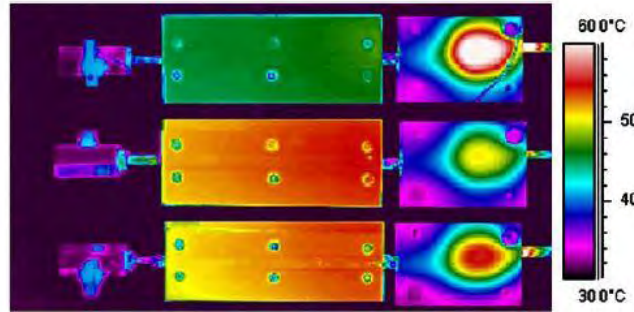


Fig. 27. Termografía de tubos de calor sin estructura porosa con agua como fluido de trabajo (superior), salmuera re humidificante (medio), fluido re humidificante (inferior) [19].

Con base a sus resultados proponen las siguientes configuraciones para tubos de calor: Cobre (con estructura porosa) y agua como fluido de trabajo; aluminio y amoniaco; poliamida- acero inoxidable con salmuera base agua/alcohol/amoniaco.

Capítulo 3. Metodología, parámetros y datos de entrada del modelo

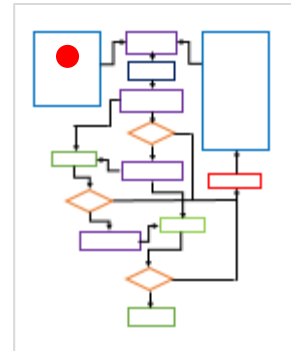
La metodología empleada en el diseño del control térmico se describe en el diagrama de flujo de la figura 1 presentada anteriormente. Dicha metodología consiste en considerar las características propias del satélite, del ambiente espacial las especificaciones del control térmico y con base a esto generar un modelo geométrico al cual se le acoplan las cargas térmicas tanto externas como internas, posteriormente , y con base en la ecuación de conservación de la energía, se realiza el modelo analítico y se resuelve con lo que se obtiene una temperatura estimada del sistema que bajo cierto criterio determina si el sistema de control térmico cumple con su objetivo o no, de no ser así se modifica la configuración del sistema de control térmico o en su caso la geometría hasta tener un diseño que cumpla con los requerimientos.

En los subtemas siguientes se explica detalladamente cada paso de la metodología empleada.

3.1. Datos de entrada del diseño

3.1.1. Geometría del satélite

El satélite tiene dimensiones de 50x50x63 cm, se compone de tres módulos de 21 cm de alto. El módulo superior (módulo 1) contiene la electrónica de la computadora de abordo la cual se simula como cuatro tarjetas electrónicas dentro de una caja de aluminio. El módulo intermedio (módulo 2) contiene el sistema de control y distribución (ACDS), los tanques de combustible y las baterías. El módulo inferior (módulo 3) contiene el espectrómetro (MSI), la cámara, el receptor y el transmisor. El satélite posee 6 ruedas inerciales distribuidas en el módulo 1 y 2.



Para las caras laterales del satélite (las caras correspondientes a las celdas solares) se dibujaron como superficies de 2 mm de arseniuro de galio que es el material utilizado en la fabricación de celdas solares de aplicación espacial. Las caras superior e inferior del satélite así como las placas divisorias entre cada módulo se consideraron como placas de aluminio 6061 T6 de espesor de 2 mm. Para las tarjetas electrónicas se consideró como material FR-4 con un espesor de 1 mm.

El primer módulo contiene las 4 tarjetas correspondientes a la computadora de abordo. El módulo dos contiene 2 tarjetas electrónicas correspondientes al sistema de control y distribución. El módulo tres contiene la electrónica del transmisor, receptor, 4 tarjetas para la cámara y una para el espectrómetro.

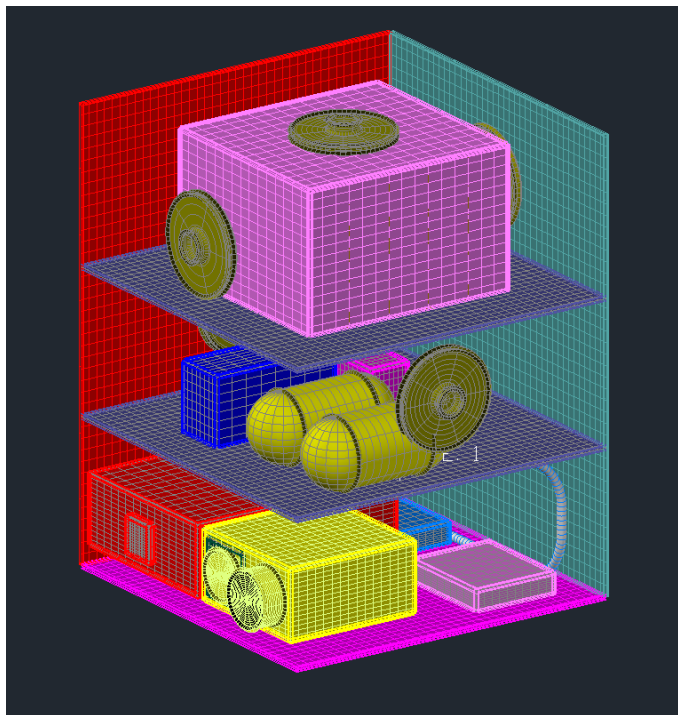


Fig. 28. Geometría del satélite (se omiten tres caras).

3.1.2. Órbitas propuestas

Se proponen dos órbitas para las simulaciones con base a las investigaciones previas. Las características de las órbitas se detallan en el cuadro siguiente.

1er Órbita		2a Órbita	
a	7178 km	a	7178 km
e	0 km	e	0 km
i	40°	i	105°
ω	--	ω	--
Ω	0°	Ω	0°
v	--	v	--
Altura	800	Altura	800

Tabla 13. Órbitas propuestas.

Los 6 elementos orbitales son idénticos a excepción del ángulo de inclinación i . En ambos casos la excentricidad es igual a 0 lo que indica que se trata de órbitas circulares. La longitud del semi eje mayor a , que en este caso representa el radio de la órbita, equivale al radio de la tierra más la altura de la órbita. El argumento de perigeo ω no se puede definir debido a que al ser una órbita circular no puede definirse el perigeo. El valor de la longitud del nodo ascendente Ω indica que el ángulo formado por las rectas foco-equinoccio vernal y foco-nodo ascendente es igual a 0, en este caso el foco es el centro de la órbita. La anomalía verdadera se define como el ángulo entre el vector de posición del satélite, con origen en el foco, y la recta foco-perigeo y al no existir perigeo no puede definirse. La altura de la órbita no es un elemento kepleriano pero sirve para identificar la clasificación del satélite respecto al tipo de órbita que en este caso corresponde a órbita baja (LEO).

En este caso se definen las condiciones de luz de la siguiente manera: umbra 36% tiempo, penumbra 0.5%, luz directa 63.5% del tiempo de recorrido de la órbita [3]. El equivalente en horas de las condiciones de luz es: umbra 0.96 horas, penumbra 0.015 horas, luz directa 1.68 horas.

3.1.3. Materiales

Los materiales del satélite se consideran 4: la aleación de aluminio para la estructura del satélite y la de los diferentes subsistemas, las celdas solares, el material del chip y las tarjetas electrónicas. Los valores de cada uno de los materiales se detallan en la siguiente tabla:

Material	k W/m°C	ρ kg/m ³	Cp J/kg°C
Al6061 T6	167 [21]	2700 [21]	896 [21]
Chip (AuSn)	57 [25]	14700 [25]	150 [28]
FR-4	0.45 [27]	1850 [26]	950 [27]
Celdas solares (GaAs)	55 [22]	5320 [23]	330 [22]

Tabla 13. Propiedades de los materiales utilizados (Los números en

los corchetes son las referencias).

3.2. Parámetros de diseño

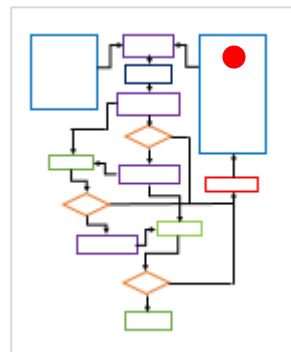
Se consideran como parámetros de diseño las especificaciones del control térmico tanto activo como pasivo.

3.2.1. Propiedades termo ópticas de los materiales

Los valores de las propiedades termo ópticas de los materiales utilizados tanto en las superficies del satélite como en el control pasivo se muestran en la tabla siguiente:

Material	α	ϵ
Al6061 T6	0.379 [3]	0.8 [3]
Pintura negra	0.98 [1]	0.89 [1]
Celdas solares	0.9 [24]	0.87 [24]
Pintura blanca	0.25 [1]	0.85 [1]

Tabla 14. Propiedades termo ópticas de los materiales



3.2.2. Control térmico pasivo

El control térmico pasivo se compone de radiadores y pinturas.

Se utilizaron un radiador de 50x50 cm tanto en la cara inferior del satélite como en la superior. La cara exterior del radiador se considera como una superficie con un recubrimiento de pintura blanca y la cara interior con un recubrimiento de pintura negra.

Las caras interiores del satélite se simulan como superficies con recubrimiento de pintura negra.

3.2.3. Control térmico activo (tubo de calor)

3.2.3.1. Selección del material y fluido de trabajo

La selección del material de la estructura debe hacerse de la mano de la selección del fluido de trabajo ya que trabajan de manera conjunta y las características físico químicas de uno deben ser compatibles con las del otro, por ejemplo si se selecciona aluminio como material para la estructura y amoniaco como fluido de trabajo (lo cual es una combinación común dentro de los tubos de calor), se debe tener en cuenta que el aluminio reacciona químicamente con el amoniaco así que debería considerarse como evitar que dicha reacción sea un riesgo para los demás subsistemas.

Con base al trabajo de investigación previamente realizado inicialmente se consideró utilizar aluminio o cobre como material para la estructura del tubo de calor. Como fluido de

trabajo se consideró utilizar amoniaco, agua o etanol. Debido al rango de temperatura en el cual el tubo de calor estaría operando se decidió utilizar etanol, el cual también ofrece la ventaja de no requerir estructura porosa dentro de las paredes del tubo de calor, esto con base a las investigaciones realizadas por A. Cecere [20].

La selección de cobre como material de la estructura se debe a que es un excelente conductor de calor y por otra parte no reacciona de manera alguna al entrar en contacto con el etanol.

Ambos materiales, el cobre y el etanol, son baratos, fáciles de conseguir así como seguros y fáciles de manipular, lo cual supone muchas ventajas.

3.2.3.2. Configuración geométrica

Por configuración geométrica se entiende la disposición física del tubo de calor dentro del satélite.

Dado que el objetivo del tubo de calor es mantener al transmisor y receptor dentro de su rango de temperatura operacional y recordando que el funcionamiento del tubo de calor se basa en tener un extremo frío y otro caliente se buscó que el extremo que opera como condensador se encuentre en la parte más fría posible dentro del módulo tres, mientras que el evaporador en la parte que permita que la transferencia de calor sea suficiente como para lograr que el transmisor y el receptor permanezcan dentro de su rango de temperatura operacional. Lo anterior se logró al colocar los extremos del tubo de calor en la posición que se muestra en la siguiente figura.

3.2.3.3. Dimensionamiento del tubo de calor

Para el dimensionamiento del tubo de calor se tomó como base la ecuación para calcular el calor de cambio de fase:

$$\dot{Q}t = mh_{fg} \quad (6)$$

Las propiedades del etanol a temperatura ambiente (25 °C) son:

$$h_{fg} = 838.3 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad \rho = 789 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

La cantidad de calor que disipará será 10 W. Esto debido a que los componentes que deseamos enfriar son el receptor y el transmisor ubicados en el módulo inferior. Cada uno de estos elementos genera una flujo de calor de 3 W.

El tiempo t , se considera igual a 1512 s, que es equivalente a un cuarto del total del tiempo que el satélite pasa en condición de luz directa en la órbita.

$$\dot{Q}t = mh_{fg}$$

$$(10 \text{ W}) (1512 \text{ s}) = m \left(838.3 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \right)$$

$$m = 0.01804 \text{ kg}$$

Luego, calculamos el volumen y posteriormente el diámetro interno del evaporador:

$$V = \left(789 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) (0.01804 \text{ kg})$$

$$V = 22.868 \text{ cm}^3$$

$$V = L\pi r^2 \tag{7}$$

Donde L es la longitud del evaporador y r el diámetro interno del tubo de calor.

Suponiendo una longitud del evaporador de 32 cm (esto con base a las dimensiones del módulo inferior) podemos calcular el valor del radio:

$$r = 0.476 \text{ cm}$$

Debido a que la entalpía de evaporación es igual a la entalpía de condensación el cálculo para la dimensión del condensador es igual al anterior, la única diferencia es que en la ecuación $V = L\pi r^2$ la incógnita sería L , y realizando el despeje da como resultado $L = 32$ cm, que es el valor propuesto de L inicialmente.

Una vez definida la configuración geométrica y el dimensionamiento del tubo de calor podemos realizar el diseño por computadora del tubo de calor. Los siguientes dos cuadros muestran la geometría y dimensiones del tubo de calor.

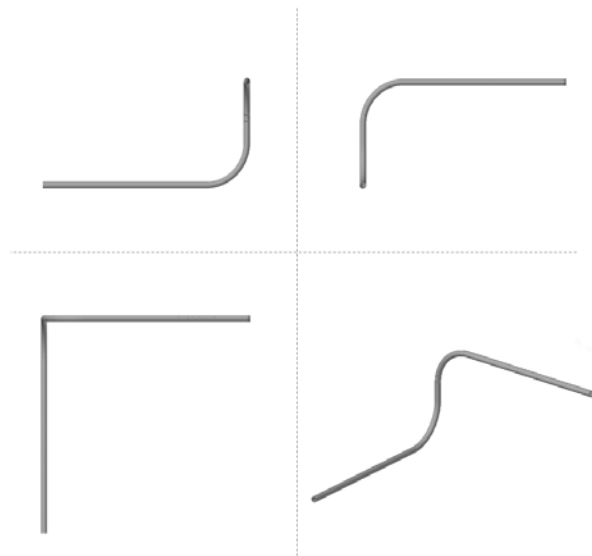


Fig. 29. Vistas del tubo de calor. Vista lateral, izquierda arriba. Vista frontal, derecha arriba. Vista superior, izquierda abajo. Perspectiva, derecha abajo.

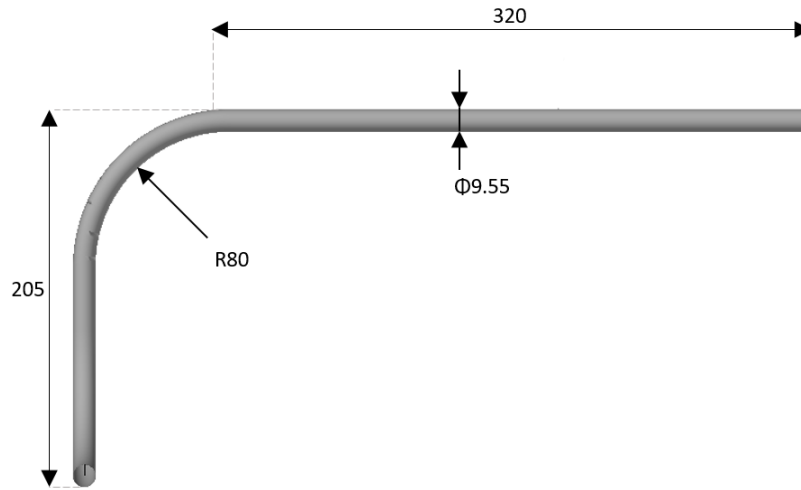


Fig. 30. Vista frontal con acotaciones. Acotaciones en milímetros.

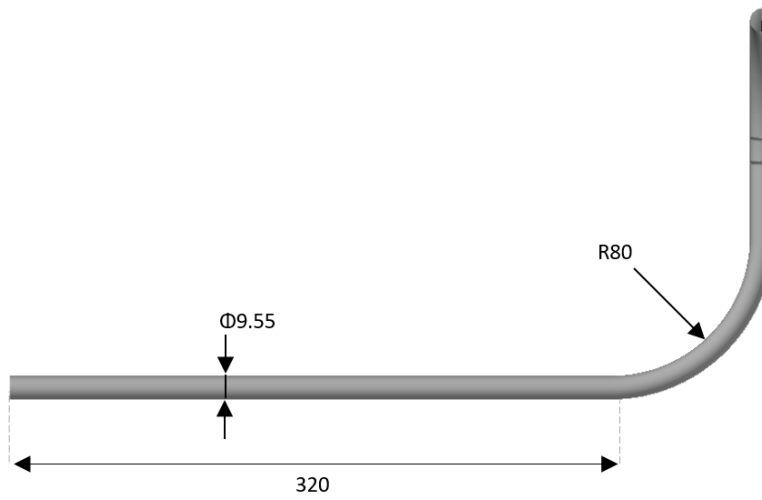


Fig. 31. Vista lateral con acotaciones. Acotaciones en milímetros.

3.3. Modelo geométrico

El modelo geométrico se compone de la geometría del satélite descrita en el subtema (datos de entrada) más el control térmico correspondiente a los radiadores, recubrimientos y el tubo de calor.

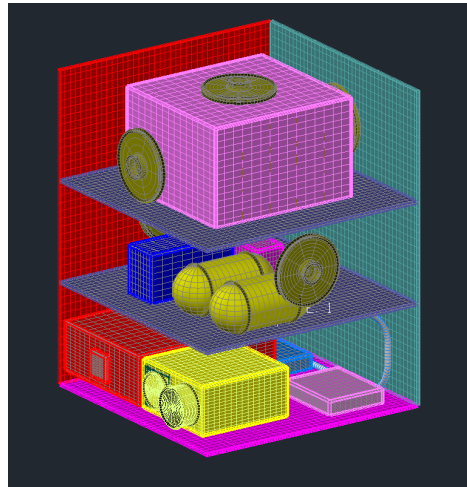
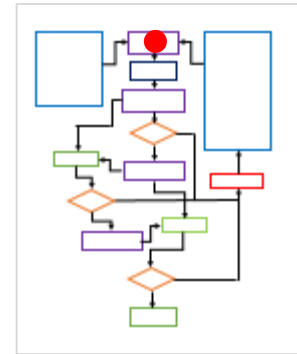


Fig. 32. Modelo geométrico.



3.4. Cargas térmicas

Las cargas térmicas que influyen en el diseño del control térmico incluyen tanto cargas externas como internas. Las cargas externas son el flujo de calor debido al Sol, al albedo y al infrarrojo de la Tierra. Las cargas internas son las generadas por los subsistemas del satélite por ejemplo las tarjetas electrónicas del sistema de control y distribución o las baterías.

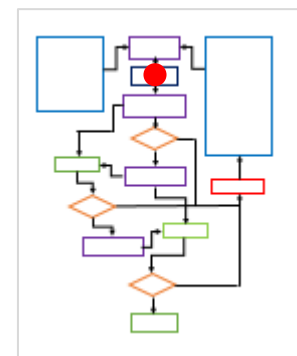
3.4.1. Cargas térmicas externas

3.4.1.1. Flujo de calor debido al Sol

Para calcular el flujo de calor debido al Sol, Q_{Sol} , se utiliza la siguiente fórmula:

$$\dot{Q}_{Sol} = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (8)$$

donde P es la potencia emitida por el Sol igual a 3.85×10^{26} W; d es la distancia del Sol a la Tierra, considerada constante e igual a 149.6×10^6 km. Con los valores anteriores se obtiene:



$$\dot{Q}_{\text{Sol}} = 1368.95 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

3.4.1.2. Calor por albedo

El flujo de calor debido al albedo se calcula a partir de la siguiente expresión:

$$\dot{Q}_A = a\dot{Q}_{\text{Sol}}F \quad (9)$$

donde a es el factor de albedo y F es el factor de forma. En este caso el factor de albedo es igual a 0.37 y el de forma se considera igual a 1.

$$\dot{Q}_A = 506.51 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

3.4.1.3. Flujo de calor debido al infrarrojo de la Tierra

El calor de la Tierra emitido por infrarrojo tiene valores entre 150 Wm^{-2} y 350 Wm^{-2} , usualmente se considera constante e igual a 230 Wm^{-2} . El cálculo del flujo de calor incidente en el satélite se obtiene de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{\text{IR}} = 230 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \frac{r_{\text{Tierra}}^2}{r_{\text{Órbita}}^2} \quad (10)$$

El radio de la Tierra, igual a 6371 km. El radio de la órbita es igual a $r_{\text{órbita}}=7178 \text{ km}$. Lo que nos da como resultado:

$$\dot{Q}_{\text{IR}} = 181.18 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

3.4.2. Cargas térmicas internas

El calor generado por los componentes internos del satélite se considera igual a 44.5 W, calculado mediante la suma del calor generado individualmente por cada componente.

Componente	Calor generado W
CPU	20
Ruedas inerciales	3
Baterías	2
ACDS	4
MSI	3
Cámara	6.5
Receptor	3
Transmisor	3

Tabla 15. Cargas térmicas internas.

El CPU se compone de 4 tarjetas electrónicas lo que significa que se consideró que cada una genera 5 W. Las 6 ruedas inerciales generan 0.5W individualmente. Las tarjetas del sistema de control y distribución son 2 y generan 2 W cada tarjeta. La electrónica de la cámara se compone de 4 tarjetas, 3 del mismo tamaño y una más pequeña, las 3 tarjetas iguales generan 2 W individualmente y la pequeña 0.5 W.

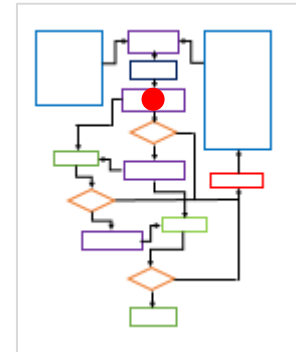
Capítulo 4. Modelo analítico

Todo el modelo analítico se basa en la primera ley de la termodinámica y en la ecuación de transferencia de calor por radiación. Para la aproximación analítica de la temperatura en el satélite se consideraron los siguientes casos:

Satélite en la órbita con inclinación de 40°.

Satélite en la órbita con inclinación de 105°.

Satélite en Equinoccio vernal, órbita 40° y 105°.



Por primera ley de la termodinámica para sistemas cerrados:

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{E} \quad (11)$$

en este caso:

$$\dot{E} = \dot{W} = 0 \quad (12)$$

Lo que nos da como resultado:

$$\dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen} - \dot{Q}_{out} = 0 \quad (13)$$

Donde \dot{Q}_{in} a su vez se define como:

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{Sol} + \dot{Q}_A + \dot{Q}_{IR} \quad (14)$$

\dot{Q}_{out} representa el flujo de calor que sale del satélite mediante las superficies radiantes. Con base a la tabla 15, el calor generado total dentro del interior del satélite tiene el siguiente valor:

$$\dot{Q}_{gen} = 44.5 \text{ W}$$

4.1. Sol en equinoccio vernal, satélite en órbita 40° y 105°.

En este caso el Sol se encuentra justo en el equinoccio vernal (Υ), por lo que una de las caras del satélite recibe directamente toda la luz solar, mientras que la cara opuesta a esta recibe todo el infrarrojo y albedo de la Tierra. En este caso no afecta la inclinación de la órbita.

En las siguientes figuras se muestra un esquema de dónde se localiza el satélite y el Sol para este caso de análisis. Para las figuras 33 y 34 el Sol se encontraría perpendicular a esta hoja justo enfrente del satélite.

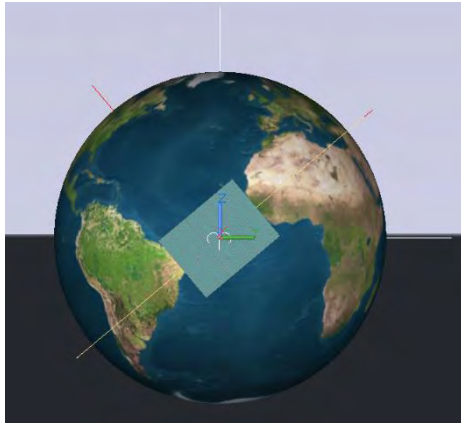


Fig. 33. Satélite en órbita 40°.

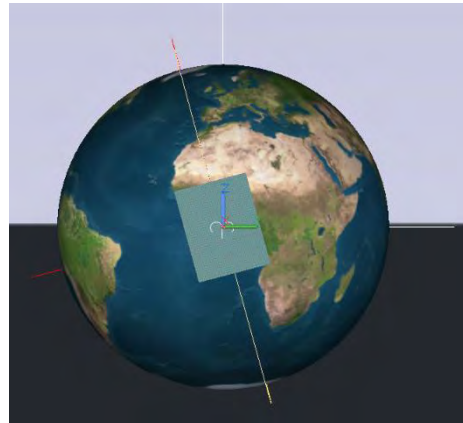


Fig. 34. Satélite en órbita 105°.

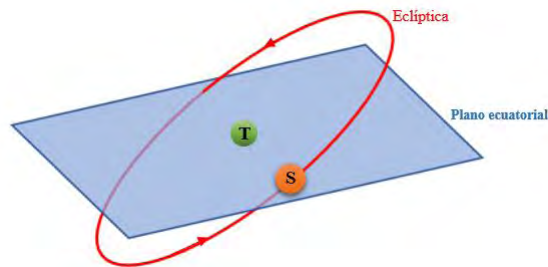


Fig. 35. Sol en equinoccio vernal.

4.1.1. Temperatura promedio en el satélite

Se nombró a cada una de las caras del satélite con letras minúsculas a , b , c y d , donde, en este caso, la cara c está de frente a la superficie de la Tierra, mientras que la cara b está justo frente al Sol.

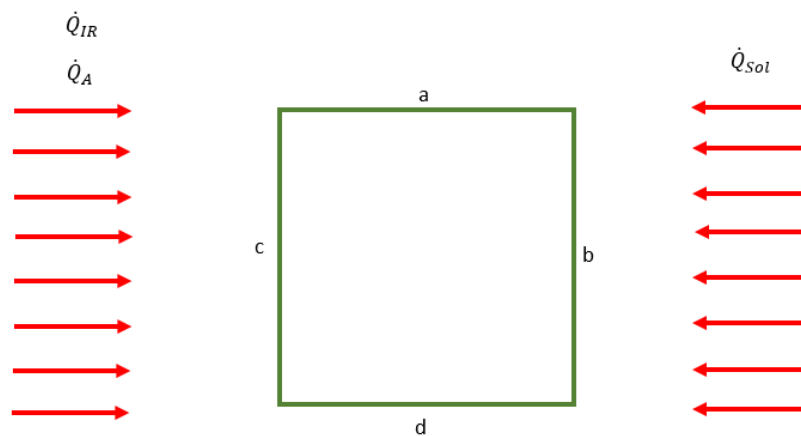


Fig. 36. Esquema del calor incidente en las caras satelitales.

*Luz directa

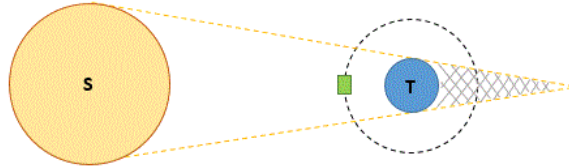


Fig. 37. Esquema del satélite en luz solar directa.

Para el caso de luz directa el calor incidente es:

$$\dot{Q}_{IR(c)} = \dot{Q}_{IR}A_W = 57.07 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{A(c)} = \dot{Q}_A A_W = 165.01 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{Sol(b)} = \dot{Q}_{Sol}A_W = 445.99 \text{ W}$$

$A_W = (0.63 \text{ m})(0.50 \text{ m}) = 0.315 \text{ m}^2$, es el área de una de las caras laterales.

En las expresiones anteriores la letra minúscula entre paréntesis denota la cara por la que entra el flujo de calor.

Como resultado:

$$\dot{Q}_{in} = 668.08 \text{ W}$$

El calor generado es el calor total generado en el satélite:

$$\dot{Q}_{gen} = 44.5 \text{ W}$$

Mientras que el calor que sale del sistema se define como el calor que se emite desde los dos radiadores más el calor que se emite desde las cuatro caras laterales del satélite, tres de ellas a, b, c, se considera que emiten hacia el espacio profundo y la cara c hacia la Tierra. Lo anterior se expresa como:

$$\dot{Q}_{out} = 2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_T^4) \quad (15)$$

Donde:

$A_{rad} = (0.50 \text{ m})(0.50 \text{ m}) = 0.25 \text{ m}^2$, es el área de uno de los radiadores.

$\epsilon_{rad} = 0.85$, es la emisividad del radiador.

$\epsilon_w = 0.87$, es la emisividad de las caras laterales.

$T_{\infty} = 3 \text{ K}$, es la temperatura del espacio profundo.

$T_T = 287.2 \text{ K}$, es la temperatura media de la Tierra

$\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2}$, es la constante de Stefan-Boltzmann.

Luego, con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen} \quad (16)$$

Lo que es igual a:

$$2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_T^4) = 668.08 \text{ W} + 44.5 \text{ W}$$

Sustituyendo los valores y desarrollando:

$$2 \left[(0.25 \text{ m}^2)(0.85)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{SAT}^4 - (3 \text{ K})^4) \right] +$$

$$3 \left[(0.315 \text{ m}^2)(0.87)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{SAT}^4 - (3 \text{ K})^4) \right] +$$

$$\left[(0.315 \text{ m}^2)(0.87)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{SAT}^4 - (287.2 \text{ K})^4) \right] =$$

$$712.58 \text{ W}$$

Simplificando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{SAT}^4 - 818.3 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado que:

$$T_{SAT} = 312.09 \text{ K}$$

$$T_{SAT} = \mathbf{39.09 \text{ } ^\circ\text{C}}$$

Nota: La ecuación anterior, al ser una ecuación de cuarto grado nos da como resultado cuatro raíces, sin embargo 2 de ellas son imaginarias y la última es negativa por lo que se toma sólo el valor de la raíz real positiva.

*Umbra

En este caso el satélite se encuentra en eclipse solar total, como se observa en el siguiente esquema:

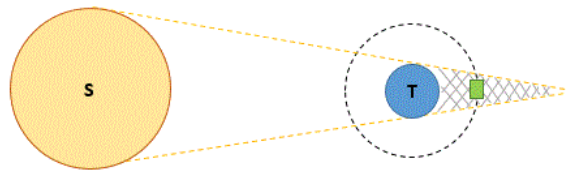


Fig. 38. Esquema del satélite en condición de umbra.

A diferencia del cálculo anterior, en este caso no existe el término correspondiente al flujo de calor debido a la luz solar y por consiguiente tampoco el calor de albedo, lo que nos da como resultado lo siguiente:

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= \dot{Q}_{IR(c)} \\ \dot{Q}_{IR(c)} &= 57.07 \text{ W} \\ \dot{Q}_{in} &= 57.07 \text{ W}\end{aligned}$$

Por otra parte, el calor generado y el calor emitido permanecen de la misma manera:

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{out} &= 2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 3\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_T^4) \\ \dot{Q}_{gen} &= 44.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Con base al balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen}$$

$$\begin{aligned}2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_T^4) = \\ 57.07 \text{ W} + 44.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Sustituyendo valores:

$$\begin{aligned}2 \left[(0.25 \text{ m}^2)(0.85)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{sat}^4 - (3 \text{ K})^4) \right] + \\ 3 \left[(0.315 \text{ m}^2)(0.87)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{sat}^4 - (3 \text{ K})^4) \right] + \\ \left[(0.315 \text{ m}^2)(0.87)(5.67 \times 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{K}^4 \cdot \text{m}^2})(T_{sat}^4 - (287.2 \text{ K})^4) \right] = \\ 101.57 \text{ W}\end{aligned}$$

Simplificando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{sat}^4 - 207.29 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado:

$$\begin{aligned}T_{sat} &= 221.41 \text{ K} \\ \mathbf{T_{sat}} &= \mathbf{-51.58 \text{ }^\circ\text{C}}\end{aligned}$$

4.1.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos

*Módulo 1

*Luz directa

Para el cálculo de la temperatura promedio utilizamos el mismo balance de energía que para el cálculo de la temperatura en todo el satélite. En este caso el valor del calor incidente, emitido y generado es sólo el correspondiente al módulo superior.

$$\dot{Q}_{IR(c)} = \dot{Q}_{IR}A_w = 19.02 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{A(c)} = \dot{Q}_A A_w = 55.00 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{Sol(b)} = \dot{Q}_{Sol}A_w = 148.66 \text{ W}$$

En este caso A_w es el área de las caras del satélite equivale a un tercio del área total de la cara lateral:

$$0.21 \text{ m} * 0.50 \text{ m} = 0.105 \text{ m}^2$$

$$A_w = 0.105 \text{ m}^2$$

$$\dot{Q}_{in} = 148.66 \text{ W} + 55 \text{ W} + 19.02 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 222.69 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 1:

$$\dot{Q}_{genM1} = 20 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por el radiador en la parte superior del satélite más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la base del módulo por radiación.

$$\dot{Q}_{out} = A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4) \quad (17)$$

$$A_{base} = A_w$$

$$\epsilon_{base} = 0.8$$

Como no se conoce con exactitud la temperatura de la base se tomó como la temperatura promedio en todo el satélite en el caso de luz directa

$$T_{SAT} = 312.09 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4) = 222.69[\text{W}] + 20[\text{W}]$$

En la ecuación anterior la única incógnita es la temperatura en el módulo 1, T_{M1} , así que se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación, lo que da como resultado:

$$T_{M1} = 305.76 \text{ K}$$

$$T_{M1} = 32.76 \text{ }^\circ\text{C}$$

*Umbra

En este caso, eliminamos el calor incidente a la radiación solar y el albedo.

$$\dot{Q}_{in} = 19.02 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 1:

$$\dot{Q}_{\text{genM1}} = 20 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{sat}}^4)$$

Como no se conoce con exactitud la temperatura de la base se tomó como la temperatura promedio en todo el satélite en el caso de eclipse total:

$$T_{\text{sat}} = 221.41 \text{ [K]}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM1}}$$

$$A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{SAT}}^4) = 19.02[\text{W}] + 20[\text{W}]$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{\text{m1}} = 219.03 \text{ K}$$

$$T_{\text{m1}} = -53.96 \text{ }^\circ\text{C}$$

*Módulo 2

*Luz directa

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 148.66 \text{ W} + 55 \text{ W} + 19.02 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 222.69 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 2:

$$\dot{Q}_{\text{genM1}} = 9 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{tapa}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{M1}}^4) + 3A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\infty}^4) + A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{SAT}}^4) \quad (18)$$

$$A_{\text{tapa}} = A_{\text{base}}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM1}}$$

$$A_{\text{tapa}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{M1}}^4) + 3A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\infty}^4) + A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{SAT}}^4) = 222.69[\text{W}] + 9[\text{W}]$$

Lo que nos da como resultado:

$$T_{\text{M2}} = 323.21 \text{ K}$$

$$T_{M2} = 50.21^{\circ}\text{C}$$

*Umbra

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{IR(c)} = 19.02 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 19.02 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 2:

$$\dot{Q}_{genM1} = 9 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{sat}^4)$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{sat}^4) = 19.02 \text{ W} + 9 \text{ W}$$

Resolviendo

$$T_{m2} = 253.13 \text{ K}$$

$$T_{m2} = -19.86^{\circ}\text{C}$$

*Módulo 3

*Luz directa

$$\dot{Q}_{in} = 148.66 \text{ W} + 55.0 \text{ W} + 19.02 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 222.69 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{gen M3} = 15.5 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_T^4) + A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{M3}^4 - T_{M2}^4) \quad (19)$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_T^4) + A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{M3}^4 - T_{M2}^4) = 222.69 \text{ W} + 15.5 \text{ W}$$

Simplificando:

$$4.4106 \times 10^{-8} T_{M3}^4 - 397.19 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M3} = 308.05 \text{ K}$$

$$T_{M3} = 35.05^{\circ}\text{C}$$

*Umbra

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= 19.02 \text{ W} \\ \dot{Q}_{gen M3} &= 15.5 \text{ W} \\ \dot{Q}_{out} &= A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_T^4) + \\ &A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m3}^4 - T_{m2}^4)\end{aligned}$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$\begin{aligned}A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 3A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_T^4) + \\ A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m3}^4 - T_{m2}^4) = 19.02 \text{ W} + 15.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Sustituyendo valores y resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m3} = 226.61 \text{ K}$$

$$T_{m3} = -46.38 \text{ }^\circ\text{C}$$

4.2. Satélite en la órbita con inclinación de 40°

4.2.1. Temperatura promedio en el satélite

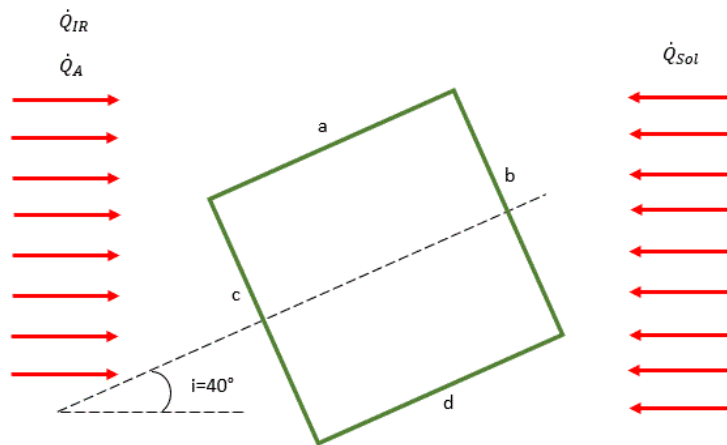


Fig. 39. Esquema del calor incidente en las caras satelitales con inclinación de 40°.

*Luz directa

En este caso el satélite se encuentra de frente al Sol, como se muestra en el siguiente esquema:

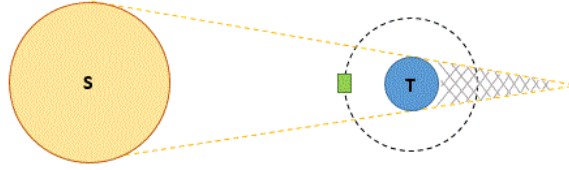


Fig. 37. Esquema del satélite en luz solar directa.

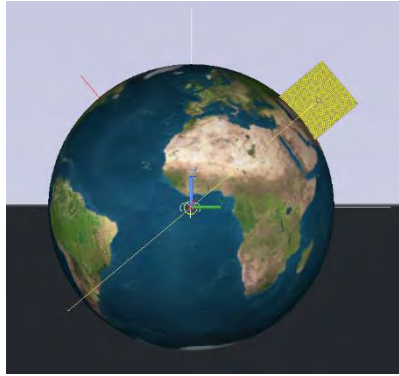


Fig. 40. Esquema del satélite en luz directa en órbita 40°.

\dot{Q}_{in} se define como:

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{Sol(b)} + \dot{Q}_{Sol(d)} + \dot{Q}_{A(a)} + \dot{Q}_{A(c)} + \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)} \quad (20)$$

Calculando cada uno de los términos de la ecuación anterior.

$$\dot{Q}_{Sol(b)} = (\cos 40^\circ)(\dot{Q}_{Sol})(A_W) = 330.34 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{Sol(d)} = (\sen 40^\circ)(\dot{Q}_{Sol})(A_W) = 277.19 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{A(a)} = (\sen 40^\circ)(\dot{Q}_A)(A_W) = 102.55 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{A(c)} = (\cos 40^\circ)(\dot{Q}_A)(A_W) = 122.22 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{IR(a)} = (\sen 40^\circ)(\dot{Q}_{IR})(A_W) = 36.68 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{IR(c)} = (\cos 40^\circ)(\dot{Q}_{IR})(A_W) = 43.71 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 912.68 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{gen} = 44.5 \text{ W}$$

El flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por los radiadores en la parte superior e inferior del satélite más el calor emitido por las 4 caras laterales del satélite.

$$\dot{Q}_{out} = 2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_T^4)$$

Se consideró que dos de las caras laterales del satélite están emitiendo energía hacia la Tierra y dos de las caras hacia el espacio profundo.

Del balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen}$$

Lo que es igual a:

$$2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{SAT}^4 - T_T^4) = 912.68 \text{ W} + 44.5 \text{ W}$$

Sustituyendo los valores y simplificando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{SAT}^4 - 1168.61 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado que:

$$T_{SAT} = 341.17 \text{ K}$$

$$T_{SAT} = \mathbf{68.17 \text{ }^\circ\text{C}}$$

*Umbra

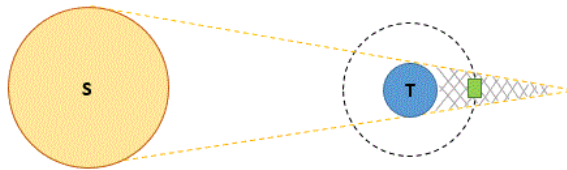


Fig. 38. Esquema del satélite en condición de umbra.

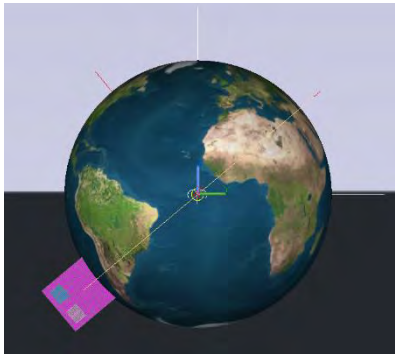


Fig. 41. Esquema del satélite en eclipse en órbita 40°.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{in} &= \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)} \\ \dot{Q}_{in} &= 43.71 \text{ W} + 36.68 \text{ W} \end{aligned}$$

$$\dot{Q}_{in} = 80.39 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{gen} = 44.5 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen}$$

Lo que es igual a:

$$2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_T^4) = 80.39 \text{ W} + 44.5 \text{ W}$$

Sustituyendo los valores y desarrollando:

Simplificando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{sat}^4 - 336.32 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado que:

$$T_{sat} = 249.88 \text{ K}$$

$$T_{sat} = -23.11 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

4.2.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos

*Módulo 1

*Luz directa

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{Sol(b)} + \dot{Q}_{Sol(d)} + \dot{Q}_{A(a)} + \dot{Q}_{A(c)} + \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)}$$

En este caso el calor incidente es equivalente a un tercio del calor incidente en todo el satélite debido a que el área de las caras laterales de un módulo es un tercio del área total.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{in} &= 110.11 \text{ W} + 92.39 \text{ W} + 34.18 \text{ W} + \\ &40.74 \text{ W} + 12.22 \text{ W} + 14.57 \text{ W} \\ \dot{Q}_{in} &= 304.22 \text{ W} \end{aligned}$$

El calor generado al interior del módulo 1:

$$\dot{Q}_{genM1} = 20 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por el radiador en la parte superior del satélite más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la base del módulo por radiación.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{out} &= A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + \\ &A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4) \end{aligned}$$

Como no se conoce con exactitud la temperatura de la base se tomó como la temperatura promedio en todo el satélite en el caso de luz directa

$$T_{SAT} = 341.174 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4) = 304.22 \text{ W} + 20 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{M1}^4 - 548.35 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M1} = 303.88 \text{ K}$$

$$T_{M1} = \mathbf{30.88 \text{ } ^\circ\text{C}}$$

*Umbra

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)}$$

$$\dot{Q}_{in} = 14.57 \text{ W} + 12.22 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 26.79 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{genM1} = 20 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{m1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m1}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m1}^4 - T_{sat}^4)$$

$$T_{sat} = 249.88 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{m1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m1}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m1}^4 - T_{sat}^4) = 26.79 \text{ W} + 20 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{m1}^4 - 161.49 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m1} = 223.41 \text{ K}$$

$$T_{m1} = \mathbf{-44.073 \text{ } ^\circ\text{C}}$$

*Módulo 2

*Luz directa

$$\dot{Q}_{in} = 110.11 \text{ W} + 92.39 \text{ W} + 34.18 \text{ W} + 40.74 \text{ W} + 12.22 \text{ W} + 14.57 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 304.22 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{genM2} = 9 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor que disipa la parte superior del módulo por radiación, más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la base del módulo por radiación.

$$\dot{Q}_{out} = A_{tapa} \epsilon_{base} \sigma (T_{M2}^4 - T_{M1}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M2}^4 - T_T^4) + A_{base} \epsilon_{base} \sigma (T_{M2}^4 - T_{SAT}^4)$$

$$T_{M1} = 303.26 \text{ K}$$

$$T_{SAT} = 341.17 \text{ K}$$

$$\epsilon_{base} = 0.8$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM2}$$

$$A_{tapa} \epsilon_{base} \sigma (T_{M2}^4 - T_{M1}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M2}^4 - T_T^4) + A_{base} \epsilon_{base} \sigma (T_{M2}^4 - T_{SAT}^4) = 304.22 \text{ W} + 9 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4116 \times 10^{-8} T_{M2}^4 - 633.27 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M2} = 315.25 \text{ K}$$

$$T_{M2} = 42.25 \text{ °C}$$

*Umbra

$$\dot{Q}_{in} = 14.57 \text{ W} + 12.22 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 26.79 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{genM2} = 9 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{tapa} \epsilon_{base} \sigma (T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{base} \epsilon_{base} \sigma (T_{m2}^4 - T_{sat}^4)$$

$$T_{m1} = 223.41 \text{ K}$$

$$T_{\text{sat}} = 249.89 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM2}}$$

$$A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{\text{base}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m2}^4 - T_{\text{sat}}^4) = 26.79 \text{ W} + 9 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4116 \times 10^{-8} T_{m2}^4 - 178.74 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m2} = 229.78 \text{ K}$$

$$T_{m2} = -43.21 \text{ } ^\circ\text{C}$$

*Módulo 3

*Luz directa

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{\text{in}} &= 110.11 \text{ W} + 92.39 \text{ W} + 34.18 \text{ W} + \\ &40.74 \text{ W} + 12.22 \text{ W} + 14.57 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{in}} &= 304.22 \text{ W} \end{aligned}$$

El calor generado al interior del módulo 3:

$$\dot{Q}_{\text{genM2}} = 15.5 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por el radiador en la parte inferior del satélite más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la parte superior del módulo por radiación.

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}} \epsilon_{\text{rad}} \sigma (T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M3}^4 - T_T^4) + A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{M3}^4 - T_{M2}^4)$$

$$T_{M2} = 315.25 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM2}}$$

$$A_{\text{rad}} \epsilon_{\text{rad}} \sigma (T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{M3}^4 - T_T^4) +$$

$$A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{M3}^4 - T_{M2}^4) = 304.22 \text{ W} + 15.5 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{M3}^4 - 502.21 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M3} = 296.67 \text{ K}$$

$$T_{M3} = \mathbf{23.67 \text{ }^\circ\text{C}}$$

*Umbra

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 14.57 \text{ W} + 12.22 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 26.79 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 3:

$$\dot{Q}_{\text{genM2}} = 15.5 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}} \epsilon_{\text{rad}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}} \epsilon_{\text{w}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}} \epsilon_{\text{w}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{m2}^4)$$

$$T_{m2} = 229.78 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM2}}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}} \epsilon_{\text{rad}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}} \epsilon_{\text{w}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}} \epsilon_{\text{w}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{m2}^4) = 26.79 + 15.5$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{m3}^4 - 144.38 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m3} = 217.24 \text{ K}$$

$$T_{m3} = \mathbf{-55.75 \text{ }^\circ\text{C}}$$

4.3. Satélite en la órbita con inclinación de 105°

4.3.1. Temperatura promedio en el satélite

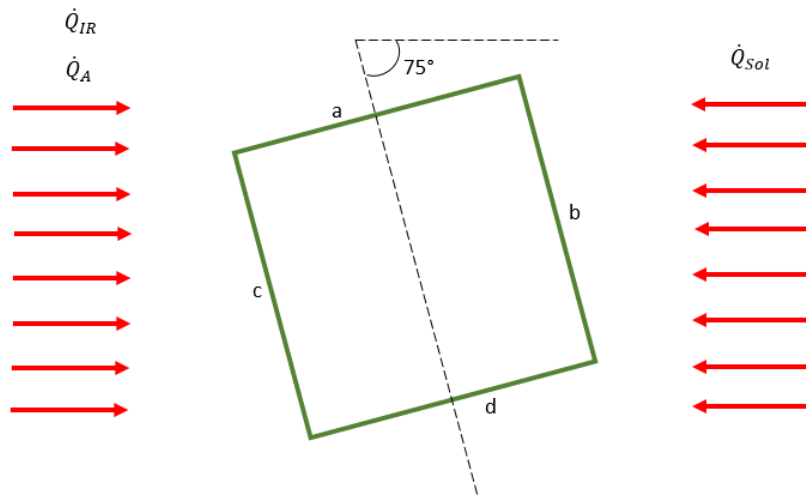


Fig. 42. Esquema del calor incidente en las caras satelitales con inclinación de 105°.

*Luz directa

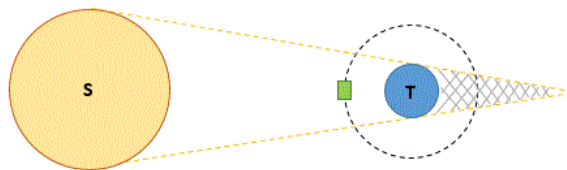


Fig. 37. Esquema del satélite en luz solar directa.

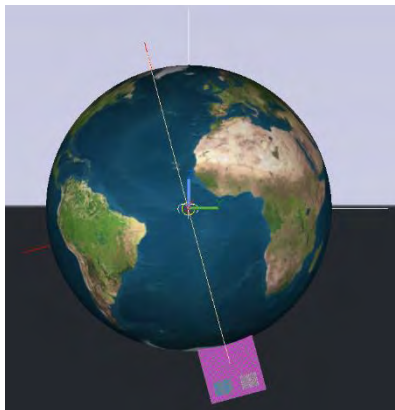


Fig. 43. Esquema del satélite en luz directa en órbita 105°.

\dot{Q}_{in} se define como:

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{Sol(b)} + \dot{Q}_{Sol(d)} + \dot{Q}_{A(a)} + \dot{Q}_{A(c)} + \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)}$$

Procedemos a calcular cada uno de los términos de la ecuación anterior.

$$\dot{Q}_{Sol(b)} = (\cos 15^\circ)(\dot{Q}_{Sol})(A_W) = 416.52 \text{ W}$$

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{\text{Sol(d)}} &= (\text{sen } 15^\circ)(\dot{Q}_{\text{Sol}})(A_W) = 111.607 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{A(a)}} &= (\text{cos } 75^\circ)(\dot{Q}_A)(A_W) = 41.29 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{A(c)}} &= (\text{sen } 75^\circ)(\dot{Q}_A)(A_W) = 154.11 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{IR(a)}} &= (\text{cos } 75^\circ)(\dot{Q}_{\text{IR}})(A_W) = 14.77 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{IR(c)}} &= (\text{sen } 75^\circ)(\dot{Q}_{\text{IR}})(A_W) = 55.12 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{in}} &= 793.46 \text{ W} \\ \dot{Q}_{\text{gen}} &= 44.5 \text{ W}\end{aligned}$$

El flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por los radiadores en la parte superior e inferior del satélite más el calor emitido por las 4 caras laterales del satélite.

$$\dot{Q}_{\text{out}} = 2A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_T^4)$$

Se consideró que dos de las caras laterales del satélite están emitiendo energía hacia la Tierra y dos de las caras hacia el espacio profundo.

Del balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{gen}}$$

Lo que es igual a:

$$\begin{aligned}2A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_W\epsilon_w\sigma(T_{\text{SAT}}^4 - T_T^4) = \\ 793.46 \text{ W} + 44.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Sustituyendo los valores y desarrollando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{\text{SAT}}^4 - 1049.39 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado que:

$$T_{\text{SAT}} = 332.11 \text{ K}$$

$$T_{\text{SAT}} = 59.11 \text{ }^\circ\text{C}$$

*Umbra

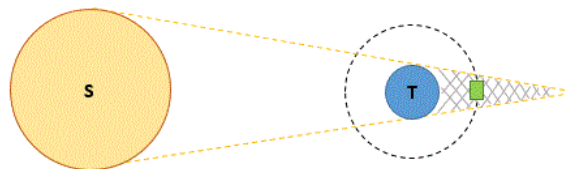


Fig. 38. Esquema del satélite en condición de umbra.

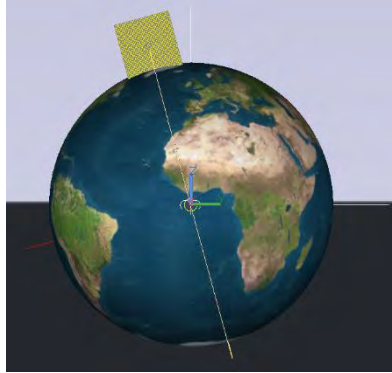


Fig.44. Esquema del satélite en umbra en órbita 105°.

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)} \\ \dot{Q}_{in} &= 55.12 \text{ W} + 14.77 \text{ W}\end{aligned}$$

$$\dot{Q}_{in} = 69.89 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{gen} = 44.5 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{gen}$$

Lo que es igual a:

$$\begin{aligned}2A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{sat}^4 - T_T^4) = \\ 69.89 \text{ W} + 44.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Sustituyendo los valores y desarrollando:

Simplificando:

$$8.6252 \times 10^{-8} T_{sat}^4 - 325.83 \text{ W} = 0$$

Lo que nos da como resultado que:

$$T_{sat} = 247.91 \text{ K}$$

$$T_{sat} = -25.083 \text{ }^\circ\text{C}$$

4.3.2. Cálculo de la temperatura promedio en cada uno de los módulos

*Módulo 1

*Luz directa

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{Sol(b)} + \dot{Q}_{Sol(d)} + \dot{Q}_{A(a)} + \dot{Q}_{A(c)} + \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)}$$

En este caso el calor incidente es equivalente a un tercio del calor incidente en todo el satélite debido a que el área de las caras laterales de un módulo es un tercio del área total.

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= 138.84 \text{ W} + 37.20 \text{ W} + 13.76 \text{ W} + \\ & 51.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W} + 18.37 \text{ W} \\ \dot{Q}_{in} &= 264.48 \text{ W}\end{aligned}$$

El calor generado al interior del módulo 1:

$$\dot{Q}_{genM1} = 20 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por el radiador en la parte superior del satélite más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la base del módulo por radiación.

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{out} &= A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + \\ & A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4)\end{aligned}$$

Como no se conoce con exactitud la temperatura de la base se tomó como la temperatura promedio en todo el satélite en el caso de luz directa

$$T_{SAT} = 332.11 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM1}$$

$$\begin{aligned}A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M1}^4 - T_T^4) + \\ A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M1}^4 - T_{SAT}^4) = 264.48 \text{ W} + 20 \text{ W}\end{aligned}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{M1}^4 - 492.93 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M1} = 295.29 \text{ K}$$

$$T_{M1} = 22.29 \text{ }^\circ\text{C}$$

*Umbra

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= \dot{Q}_{IR(a)} + \dot{Q}_{IR(c)} \\ \dot{Q}_{in} &= 18.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W} \\ \dot{Q}_{in} &= 23.29 \text{ W}\end{aligned}$$

$$\dot{Q}_{\text{genM1}} = 20 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{sat}}^4)$$

$$T_{\text{sat}} = 247.917 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM1}}$$

$$A_{\text{rad}}\epsilon_{\text{rad}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{m1}}^4 - T_{\text{sat}}^4) = 23.29 \text{ W} + 20 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{\text{m1}}^4 - 156.61 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{\text{m1}} = 221.70 \text{ K}$$

$$T_{\text{m1}} = -51.29 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

*Módulo 2

*Luz directa

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 138.84 \text{ W} + 37.20 \text{ W} + 13.76 \text{ W} + 51.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W} + 18.37 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{in}} = 264.48 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{\text{genM2}} = 9 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor que disipa la parte superior del módulo por radiación, más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la base del módulo por radiación.

$$\dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{tapa}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{M1}}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_{\text{w}}\epsilon_{\text{w}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{T}}^4) + A_{\text{base}}\epsilon_{\text{base}}\sigma(T_{\text{M2}}^4 - T_{\text{SAT}}^4)$$

$$T_{\text{M1}} = 295.29 \text{ K}$$

$$T_{\text{SAT}} = 332.11 \text{ K}$$

$$\epsilon_{\text{base}} = 0.8$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM2}$$

$$A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{M2}^4 - T_{M1}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M2}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{M2}^4 - T_{SAT}^4) = 264.48 \text{ W} + 9 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4116 \times 10^{-8} T_{M2}^4 - 568.16 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M2} = 306.81 \text{ K}$$

$$T_{M2} = \mathbf{33.81 \text{ } ^\circ\text{C}}$$

*Umbral

$$\dot{Q}_{in} = 18.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 23.29 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{genM2} = 9 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{sat}^4)$$

$$T_{m1} = 221.70 \text{ K}$$

$$T_{sat} = 247.91 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM2}$$

$$A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{m1}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m2}^4 - T_T^4) + A_{base}\epsilon_{base}\sigma(T_{m2}^4 - T_{sat}^4) = 23.29 \text{ W} + 9 \text{ W}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4116 \times 10^{-8} T_{m2}^4 - 173.014 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m2} = 227.91 \text{ K}$$

$$T_{m2} = \mathbf{-45.08 \text{ } ^\circ\text{C}}$$

*Módulo 3

*Luz directa

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= 138.84 \text{ W} + 37.20 \text{ W} + 13.76 \text{ W} + \\ & 51.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W} + 18.37 \text{ W} \\ \dot{Q}_{in} &= 264.48 \text{ W}\end{aligned}$$

El calor generado al interior del módulo 3:

$$\dot{Q}_{genM2} = 15.5 \text{ W}$$

En este caso el flujo de calor \dot{Q}_{out} es el calor emitido por el radiador en la parte inferior del satélite más el calor emitido por un tercio del área de las 4 caras laterales del satélite, más el calor que se disipa la parte superior del módulo por radiación.

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{out} &= A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_T^4) + \\ & A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{M3}^4 - T_{M2}^4)\end{aligned}$$

$$T_{M2} = 306.81 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{genM2}$$

$$\begin{aligned}A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{M3}^4 - T_T^4) + \\ A_{tapa}\epsilon_{base}\sigma(T_{M3}^4 - T_{M2}^4) = 264.48 \text{ W} + 15.5 \text{ W}\end{aligned}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{M3}^4 - 450.95 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{M3} = 288.80 \text{ K}$$

$$T_{M3} = \mathbf{15.80 \text{ }^\circ\text{C}}$$

*Umbra

$$\dot{Q}_{in} = 18.37 \text{ W} + 4.92 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{in} = 23.29 \text{ W}$$

El calor generado al interior del módulo 3:

$$\dot{Q}_{genM2} = 15.5 \text{ W}$$

$$\dot{Q}_{out} = A_{rad}\epsilon_{rad}\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w\epsilon_w\sigma(T_{m3}^4 - T_T^4) +$$

$$A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{m2}^4)$$

$$T_{m2} = 227.91 \text{ K}$$

Con base en el balance de energía:

$$\dot{Q}_{\text{out}} = \dot{Q}_{\text{in}} + \dot{Q}_{\text{genM2}}$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{\text{out}} = A_{\text{rad}} \epsilon_{\text{rad}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m3}^4 - T_{\infty}^4) + 2A_w \epsilon_w \sigma (T_{m3}^4 - T_T^4) + \\ A_{\text{tapa}} \epsilon_{\text{base}} \sigma (T_{m3}^4 - T_{m2}^4) = 23.29 \text{ W} + 15.5 \text{ W} \end{aligned}$$

Se sustituyen los valores de las constantes y se resuelve la ecuación:

Simplificando:

$$6.4825 \times 10^{-8} T_{m3}^4 - 139.87 \text{ W} = 0$$

Resolviendo la ecuación tenemos como resultado:

$$T_{m3} = 215.52 \text{ K}$$

$$T_{m3} = -57.47 \text{ }^\circ\text{C}$$

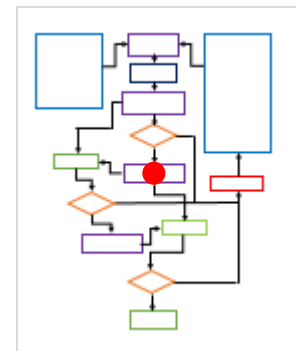
4.4. Recapitulación de resultados del modelo analítico

En la siguiente tabla se muestran los resultados obtenidos mediante el modelo analítico.

¡Error! Vínculo no válido. *Tabla 16. Recapitulación de resultados del modelo analítico*

Capítulo 5. Modelo numérico

El análisis numérico del satélite se lleva a cabo en dos etapas. La primera se basa en el análisis del modelo matemático geométrico y la segunda en el modelo térmico matemático. El modelo geométrico, desarrollado en Thermal Desktop, se analiza mediante Thermal Desktop/RADCad, el cual utiliza el método de Monte Carlo para calcular la radiación y el flujo de calor en la órbita. Posteriormente el modelo térmico analítico es analizado por



SINDA/FLUINT para resolver la ecuación constitutiva correspondiente a el balance térmico, para esto se utilizan los valores de radiación y flujo de calor, obtenidos en el paso anterior, como parámetros de entrada [11].

La ecuación constitutiva que se resuelve incluye la fuente de calor, calor de conducción y de radiación. En este caso no existe radiación por convección.

La ecuación discretizada se resuelve mediante diferencias finitas utilizando un esquema implícito de segundo orden [11].

$$\begin{aligned} \frac{2mC_p}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = \sum_j G_{Cond} (\Delta T_{ij}^{n+1} + \Delta T_{ij}^n) \\ + \sum_j G_{Rad} \left((\Delta T_{ij}^4)^{n+1} + (\Delta T_{ij}^4)^n \right) + 2(Q_{Ext} - Q_{int}) \end{aligned} \quad (21)$$

5.1. Método de diferencias finitas

Para realizar la deducción de las ecuaciones de transferencia de calor por diferencias finitas [15] se utilizó la expansión en serie de Taylor.

Considérese la expansión en serie de Taylor de $f(x_1) = f(x_0 + \Delta x)$ en términos de $\Delta x = x_1 - x_0$:

$$f_1 = f_0 + \Delta x f_0' + \frac{(\Delta x)^2}{2!} f_0'' + \frac{(\Delta x)^3}{3!} f_0''' + \frac{(\Delta x)^4}{4!} f_{0,1}^{IV} \quad (22)$$

De manera análoga la expansión para $f(x_{-1}) = f(x_0 - \Delta x)$ en términos de $\Delta x = x_0 - x_{-1}$ es:

$$f_{-1} = f_0 - \Delta x f_0' + \frac{(\Delta x)^2}{2!} f_0'' - \frac{(\Delta x)^3}{3!} f_0''' + \frac{(\Delta x)^4}{4!} f_{-1,0}^{IV} \quad (23)$$

Si se truncan ambas series después del término Δx se obtienen las expresiones progresiva y regresiva en diferencias finitas respectivamente para $f'(x_0)$:

$$\frac{df(x_0)}{dx} = \frac{f_1 - f_0}{\Delta x} - \frac{\Delta x}{2} f_{0,1}'' \quad (24)$$

$$\frac{df(x_0)}{dx} = \frac{f_0 - f_{-1}}{\Delta x} + \frac{\Delta x}{2} f_{-1,0}'' \quad (25)$$

Por otro lado, si se suman las expresiones anteriores se obtiene la fórmula para diferencias centradas:

$$\frac{df(x_0)}{dx} = \frac{f_1 - f_{-1}}{2\Delta x} - \frac{(\Delta x)^2}{2(3!)}(f'''_{-1,0} + f'''_{0,1}) \quad (26)$$

Para aproximar el valor de la segunda derivada $f''(x)$ en $x = x_0$ se suman las dos expansiones de Taylor y se obtiene:

$$\frac{d^2f(x_0)}{dx^2} = \frac{f_1 - 2f_0 + f_{-1}}{(\Delta x)^2} - \frac{(\Delta x)^2}{4!}(f^{IV}_{0,1} + f^{IV}_{-1,0}) \quad (27)$$

Donde el error es de orden $(\Delta x)^2$ e involucra la cuarta derivada evaluada en un punto en los intervalos (x_0, x_1) y (x_{-1}, x_0) respectivamente.

Luego, tomando como base la ecuación de conservación de la energía en coordenadas cartesianas:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (28)$$

Donde $\alpha = \frac{k}{\rho C_p}$. Utilizando las aproximaciones para primera y segunda derivada obtenidas previamente discretizamos la ecuación de conservación de la energía de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} & \frac{T_{i+1,j,k}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i-1,j,k}^n}{(\Delta x)^2} + \frac{T_{i,j+1,k}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j-1,k}^n}{(\Delta y)^2} + \frac{T_{i,j,k+1}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j,k-1}^n}{(\Delta z)^2} \\ & = \frac{1}{\alpha} \left(\frac{T_{ijk}^{n+1} - T_{ijk}^n}{\Delta t} \right) \end{aligned} \quad (29)$$

Donde $T_{i,j,k}^{n+1}$ es el valor de T en el paso de tiempo siguiente, $T_{i,j,k}^{n+1} = T_{i,j,k}(t + \Delta t)$, y el subíndice n denota la variable en tiempo presente.

Los índices i, j y k representan la posición en x, y y z respectivamente.

5.2. Método de Monte Carlo

La simulación por método de Monte Carlo [18] es un proceso estocástico numérico, en otras palabras, es una secuencia de eventos aleatorios [16]. El término Monte Carlo fue usado por primera vez por John von Neumann y Stanislaw Ulam como referencia a sus investigaciones sobre difusión aleatoria de neutrones en materiales en la década de 1940 [17].

Partiendo de la ecuación de conservación de la energía :

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \frac{DP}{Dt} + \nabla \cdot (k \nabla T - \mathbf{q}_r) + q_h + \Phi \quad (30)$$

Donde ρ es la densidad, C_p es el calor específico a presión constante, T es la temperatura, t es el tiempo, P la presión, k la conductividad térmica, \mathbf{q}_r el vector de flujo de calor por radiación, q_h es la generación de calor por reacciones químicas, y Φ es la función de disipación viscosa.

Por otra parte, D/Dt es la derivada total, la cual se define de la siguiente manera:

$$\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla \quad (31)$$

Donde a su vez ∇ se define como:

$$\nabla = \mathbf{i} \frac{\partial}{\partial x} + \mathbf{j} \frac{\partial}{\partial y} + \mathbf{k} \frac{\partial}{\partial z} \quad (32)$$

El método de Monte Carlo es empleado, en este caso, para calcular el vector \mathbf{q}_r .

La simulación de emisión de energía en forma de radiación por el método de Monte Carlo se basa en un número fijo de partículas de energía uniformemente emitidas desde la superficie total que se analiza. La distribución de los ángulos de emisión de dichas partículas obedece la ley de Lambert descrita como:

$$dq_{1-2} = I dA d\Omega \cos(\eta) \quad (33)$$

q_{1-2} es el flujo de calor, I es la intensidad de la radiación, dA es la diferencial de área, $d\Omega$ es el ángulo de la energía incidente hacia un sólido por unidad de área por unidad de tiempo.

Considérese el siguiente elemento en coordenadas esféricas.

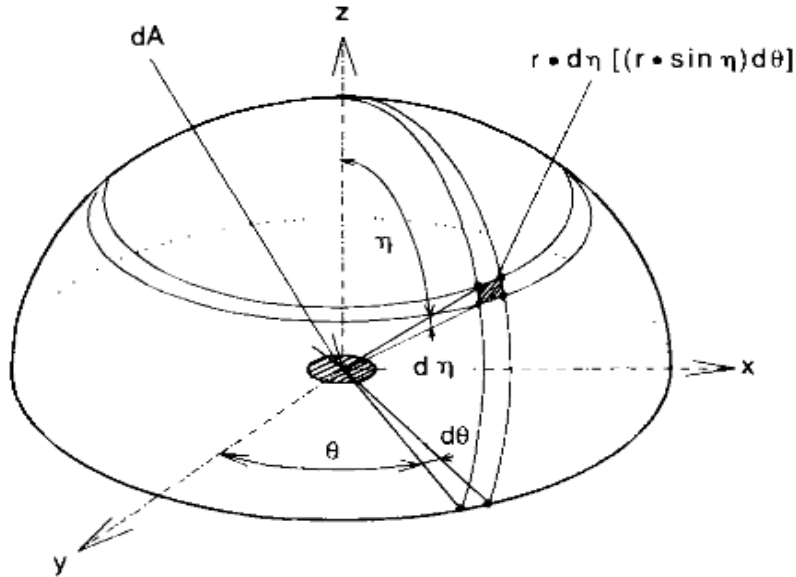


Figura 45. Ángulos de emisión de energía desde una superficie sólida [18].

Cada partícula de la simulación es emitida desde el punto definido por :

$$x_o = (R_1 - 0.5)\Delta x + x_c \quad (34)$$

$$y_o = (R_2 - 0.5)\Delta y + y_c \quad (35)$$

x_c y y_c son las coordenadas del centro del elemento rectangular (considerando una discretización con una malla estructurada), Δx y Δy son la longitud en dirección x y y del elemento de malla.

La dirección en la que se desplaza la partícula se define mediante:

$$\theta = 2\pi R_\theta \quad (36)$$

$$\eta = \cos^{-1} \sqrt{1 - R_\eta} \quad (37)$$

La distancia, S , recorrida por cada partícula emitida se determina por la siguiente ecuación:

$$KS = -\ln(1 - R_s) \quad (38)$$

donde K es el coeficiente de absorción del medio por unidad de longitud. La ecuación anterior expresa la probabilidad de que una partícula de energía emitida desde una distancia de referencia, sea absorbida en una distancia S .

Respecto a la energía incidente en la superficie sólida una fracción es absorbida por la superficie debido a la absorptividad α y el resto es reflejada ($1 - \alpha$). Para una superficie gris α es igual a la emisividad ε . En particular, el método de Monte Carlo considera que una partícula es absorbida por una superficie con emisividad ε si:

$$R_r \leq \varepsilon$$

y es reflejada si

$$R_r > \varepsilon$$

Bajo este supuesto la fracción de energía incidente ($\varepsilon = \alpha$) es absorbida mientras que la fracción restante $(1 - \varepsilon) = (1 - \alpha)$ es reflejada.

En las ecuaciones anteriores $R_1, R_2, R_r, R_s, R_\eta$ y R_θ son números aleatorios entre 0 y 1.

Utilizando las relaciones descritas en este apartado más el empleo de un algoritmo que permita cuantificar el número de partículas incidentes totales en un elemento (recordando que por cada nodo se fija un número de partícula emitidas, generalmente del orden de miles) es posible determinar la fracción de energía incidente en una superficie R_d , con lo que se pueden utilizar las ecuaciones siguientes para calcular flujo de calor por radiación \mathbf{q}_r que aparece en la ecuación de conservación de la energía de la manera como se explica a continuación.

Primero se calcula la transferencia de calor por radiación de un elemento, por ejemplo, una superficie sólida que radia al elemento bajo análisis:

$$q_w = (1 - \alpha)\varepsilon\sigma T_w^4 \Delta S \quad (39)$$

posteriormente se multiplica por la constante R_d para obtener el q_r incidente en el sistema:

$$q_r = \sum_w R_d \cdot q_w \quad (40)$$

5.3. Acoplamiento del modelo numérico de radiación y conducción

Tomando como punto de partida la ecuación de conservación de la energía :

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \frac{DP}{Dt} + \nabla \cdot (k\nabla T - \mathbf{q}_r) + q_h + \Phi \quad (41)$$

El vector \mathbf{q}_r se obtiene previamente mediante el método de Monte Carlo. En este caso no existe generación de calor por reacciones químicas ni función de disipación viscosa, no se considera gradiente de presión y el vector velocidad es igual a cero. Lo que implica:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k\nabla T - \mathbf{q}_r) \quad (42)$$

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = k \left[\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right] - \left[\frac{\partial q_{rx}}{\partial x} + \frac{\partial q_{ry}}{\partial y} + \frac{\partial q_{rz}}{\partial z} \right] \quad (43)$$

Utilizando las aproximaciones en diferencias finitas de primera y segunda derivada centradas y primera derivada progresiva:

$$\begin{aligned} \frac{df(x_0)}{dx} &= \frac{f_1 - f_0}{\Delta x} \\ \frac{df(x_0)}{dx} &= \frac{f_1 - f_{-1}}{2\Delta x} \\ \frac{d^2 f(x_0)}{dx^2} &= \frac{f_1 - 2f_0 + f_{-1}}{(\Delta x)^2} \end{aligned}$$

Discretizamos la ecuación y obtenemos que:

$$\begin{aligned} \left(\frac{T_{ijk}^{n+1} - T_{ijk}^n}{\Delta t} \right) &= \frac{k}{\rho C_p} \frac{T_{i+1,j,k}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i-1,j,k}^n}{(\Delta x)^2} + \\ & \frac{k}{\rho C_p} \frac{T_{i,j,k+1}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j,k-1}^n}{(\Delta y)^2} + \frac{k}{\rho C_p} \frac{T_{i,j,k+1}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j,k-1}^n}{(\Delta z)^2} - \\ & \frac{1}{\rho C_p} \frac{q_{rx\ i+1,j,k}^n - q_{rx\ i-1,j,k}^n}{2\Delta x} - \frac{1}{\rho C_p} \frac{q_{ry\ i,j+1,k}^n - q_{ry\ i,j-1,k}^n}{2\Delta y} \\ & - \frac{1}{\rho C_p} \frac{q_{rz\ i,j,k+1}^n - q_{rz\ i,j,k-1}^n}{2\Delta z} \end{aligned} \quad (44)$$

Suponiendo una malla regular ($\Delta x = \Delta y = \Delta z$) definimos:

$$\alpha = \frac{\Delta t k}{(\Delta x)^2 \rho C_p} \quad \text{y} \quad \beta = \frac{\Delta t}{2\Delta x \rho C_p}$$

Despejando el valor de la temperatura en el paso de tiempo siguiente:

$$\begin{aligned} T_{ijk}^{n+1} &= T_{ijk}^n + \alpha [T_{i+1,j,k}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i-1,j,k}^n] + \alpha [T_{i,j+1,k}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j-1,k}^n] \\ & + \alpha [T_{i,j,k+1}^n - 2T_{i,j,k}^n + T_{i,j,k-1}^n] - \beta [q_{rx\ i+1,j,k}^n - q_{rx\ i-1,j,k}^n] \\ & - \beta [q_{ry\ i,j+1,k}^n - q_{ry\ i,j-1,k}^n] - \beta [q_{rz\ i,j,k+1}^n - q_{rz\ i,j,k-1}^n] \end{aligned} \quad (45)$$

En la ecuación anterior el subíndice n denota la variable en tiempo presente (valor conocido) y $n+1$ en el paso de tiempo siguiente.

Los índices i, j y k representan la posición en x, y y z respectivamente.

5.4. Descripción del diseño asistido por computadora

El modelo del satélite, realizado en Thermal Desktop, tiene por dimensiones 50 cm de largo, 50 cm de ancho y 63 cm de alto. El satélite está dividido en tres módulos cada uno de 50x50x21 cm. El módulo superior o módulo 1 contiene la computadora de abordo la cual se simula como cuatro tarjetas electrónicas dentro de una caja. El módulo 2 o módulo intermedio contiene los tanques de combustible, las baterías, la caja de baterías (caja rosa en el módulo 2), el sistema de control y distribución (caja azul en el módulo 2). Las ruedas seis ruedas inerciales se encuentran distribuidas tanto en el módulo 1 como en el 2, tal y como se aprecia en la figura. El módulo inferior, o módulo tres, contiene la carga útil, en este caso la carga útil es el espectrómetro (caja roja en el módulo 3), y la cámara (caja amarilla en el módulo 3). De igual manera el módulo inferior contiene el receptor y transmisor (caja azul y rosa en el tercer módulo, respectivamente). El tubo de calor, implementado como sistema de control térmico, se encuentra en el módulo inferior.

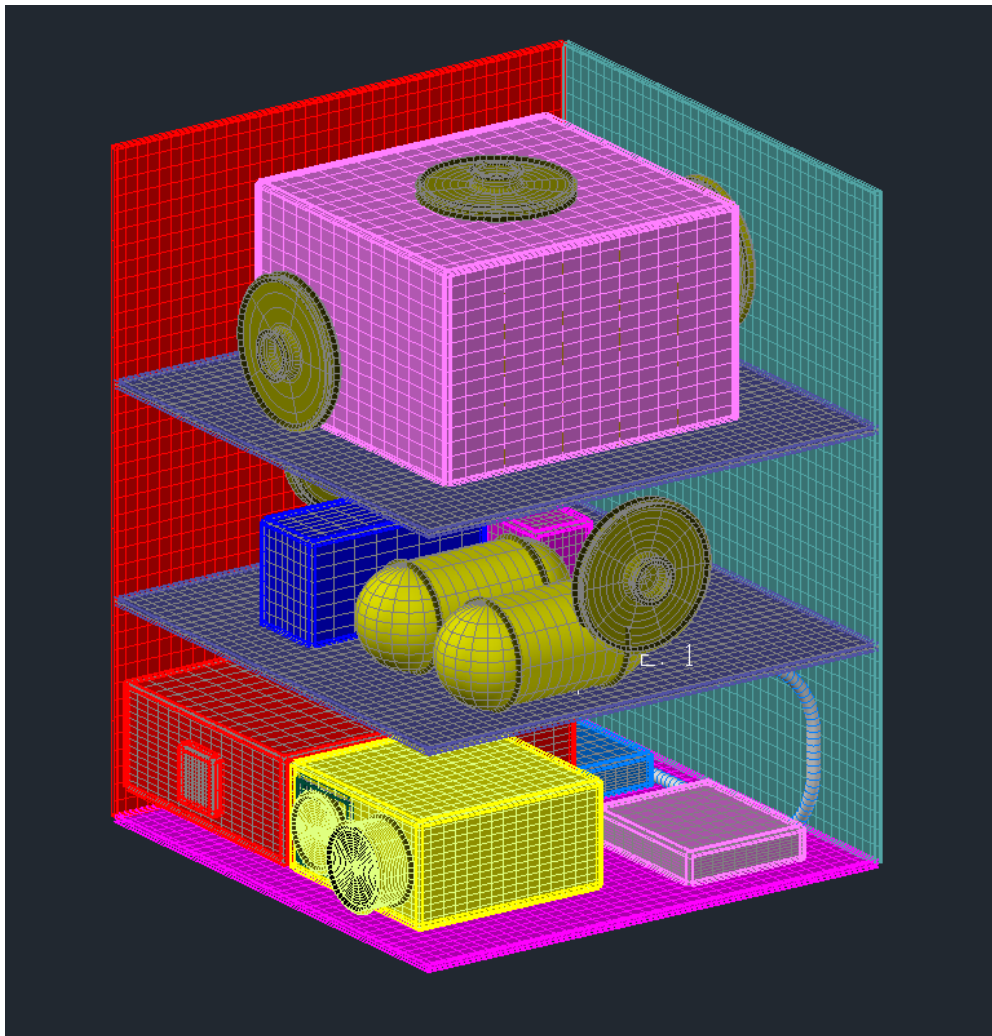


Fig. 46. Vista frontal (se omiten 2 de las 4 caras laterales, así como la superior).

Todos los componentes electrónicos del satélite se simularon como tarjetas electrónicas con un chip en la parte central en el cual se genera cierta cantidad de calor. El módulo 1

contiene las cuatro tarjetas de la computadora de abordo, el módulo 2 contiene las dos tarjetas del sistema de control y distribución, el módulo 3 contiene la tarjeta correspondiente a la electrónica del espectrómetro, las cuatro tarjetas electrónicas de la cámara así como una tarjeta para el receptor y una tarjeta para el transmisor.

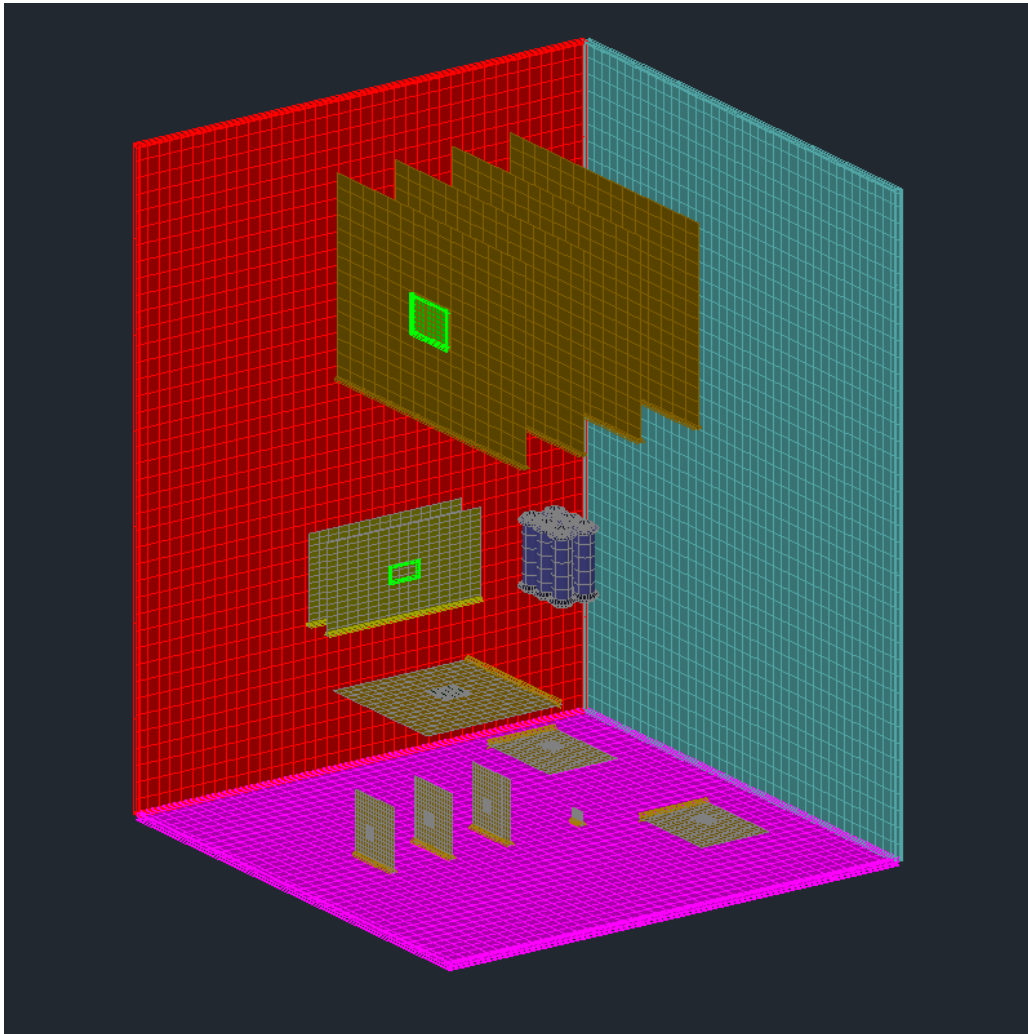


Fig. 47. Componentes electrónicos simulados (Se omiten 3 caras del satélite, así como las placas divisorias entre módulos).

El calor generado en cada componente electrónico, así como en las baterías y las redes inerciales, se muestra en la siguiente tabla.

Componente	Calor generado W
CPU	20
Ruedas inerciales	3
Baterías	2
Control y distribución	4
Espectrómetro	3

Cámara	6.5
Receptor	3
Transmisor	3

Tabla 17. Flujo de calor por componente satelital.

Las propiedades termo físicas y termo ópticas de los materiales utilizados en las simulaciones se muestran en las siguientes tablas (Los números dentro de los paréntesis son las referencias de las que se obtuvo cada valor).

Material	k W/m°C	ρ kg/m ³	Cp J/kg°C
Al6061 T6	167 (21)	2700 (21)	896 (21)
Chip (AuSn)	57 (25)	14700 (25)	150 (28)
FR-4	0.45 (27)	1850 (26)	950 (27)
Celdas solares (GaAs)	55 (22)	5320 (23)	330 (22)

Tabla18. Propiedades físicas de los materiales utilizados en las simulaciones.

Material	α	ϵ
Al6061 T6	0.379 (3)	0.8 (3)
Pintura negra	0.98 (1)	0.89 (1)
Celdas solares	0.9 (24)	0.87 (24)
Pintura blanca	0.25 (1)	0.85 (1)

Tabla19. Propiedades ópticas de los materiales utilizados en las simulaciones.

5.5. Malla

Se utilizó una malla de elementos rectangulares, estructurada y no regular con 28628 nodos.

Como parte del desarrollo del modelo numérico se realizó un refinamiento de malla, es decir, se modifica el número de nodos en el modelo y se comparan los resultados. Con base a los resultados obtenidos se puede observar una tendencia o incluso independencia del número de nodos en el modelo.

Para este caso en particular se modificó el número de nodos en la estructura comenzando desde 5 nodos por arista, que es el número de nodos que el software da por defecto cuando se define un elemento, disminuyendo los nodos por arista a 3 y luego aumentándolos hasta que los resultados muestren independencia de la malla.

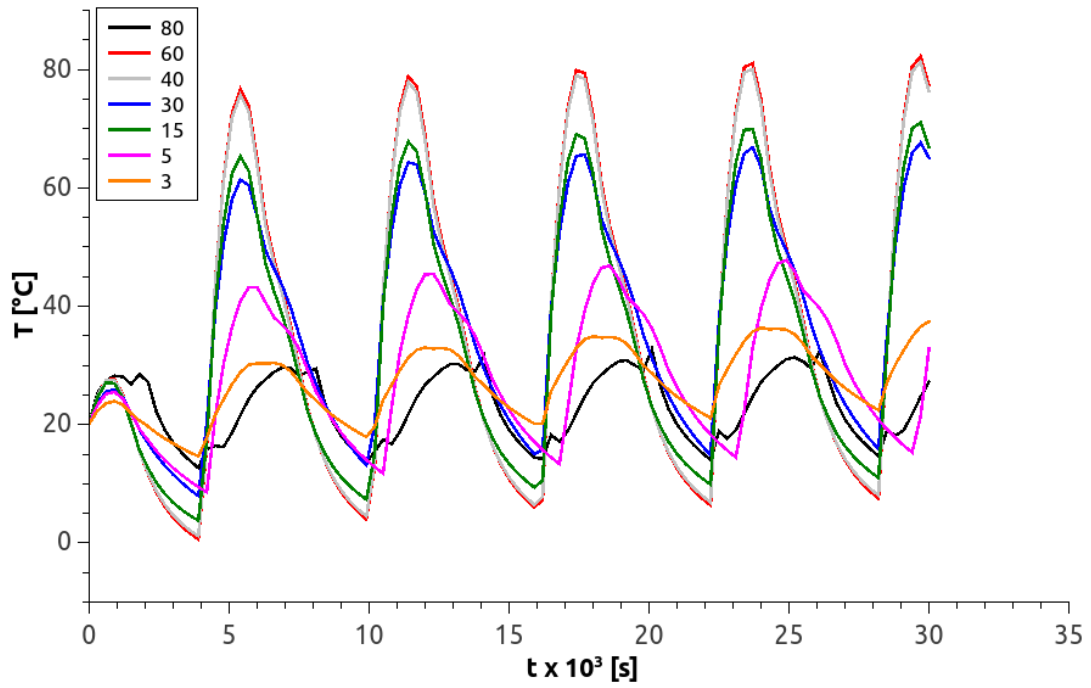


Fig. 48. Variación de la temperatura promedio en la estructura en función del número de nodos.

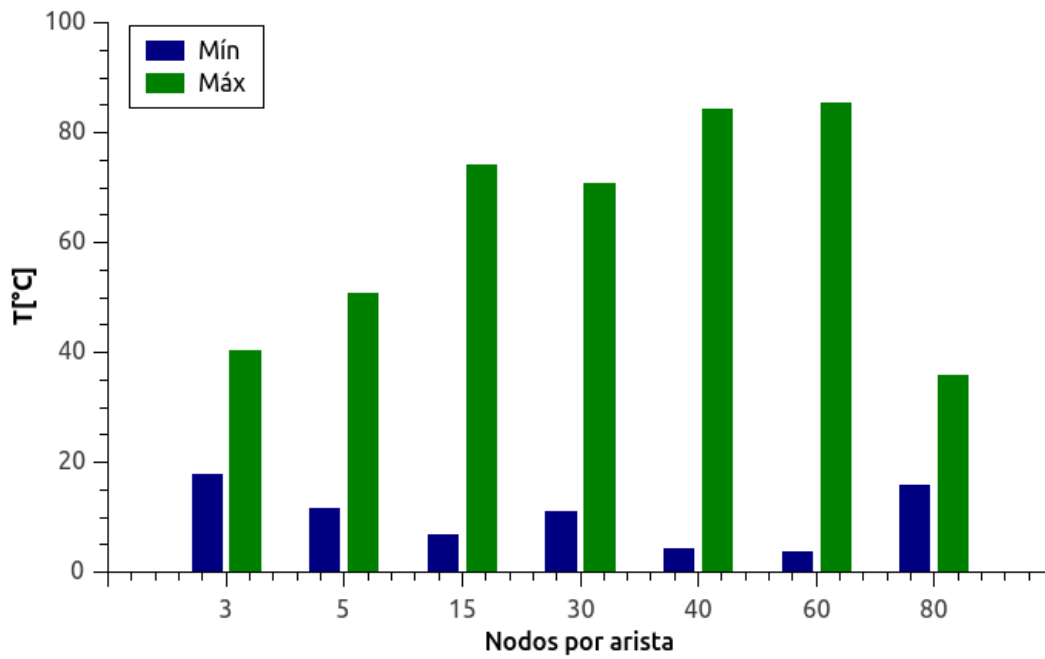


Fig. 49. Variación de la temperatura máxima y mínima en función de la malla.

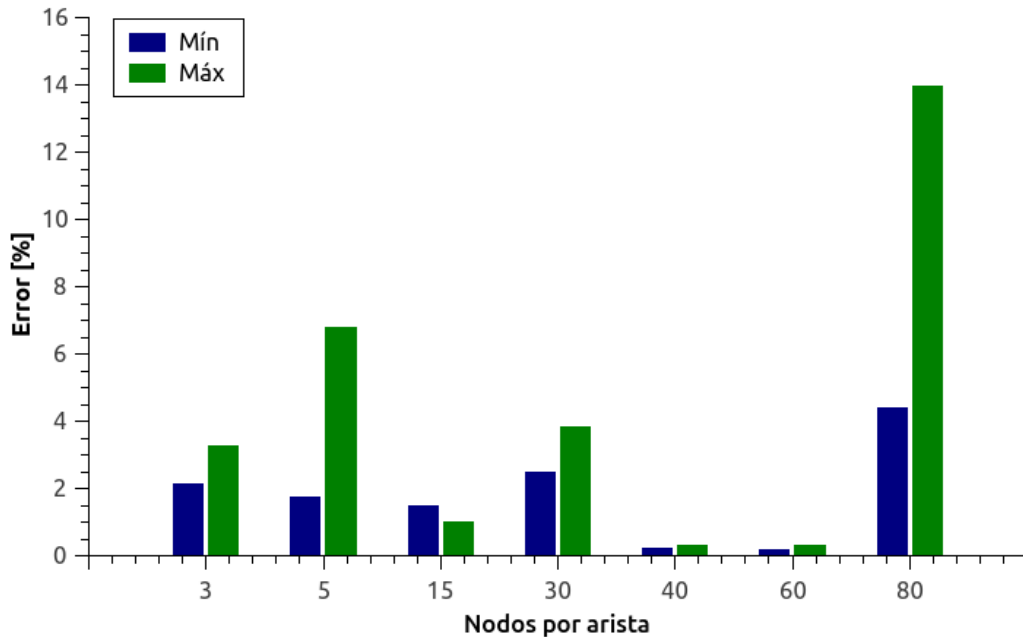


Fig.50. Cálculo del error respecto de la máxima y mínima temperatura como función del número de nodos.

El error se calculó en referencia a la simulación consecutiva, excepto para las simulaciones con 60 y 80 nodos en cuyo caso se calculó el error respecto a la simulación anterior.

Con base a los resultados obtenidos se decidió utilizar una malla de 40 nodos por arista, equivalente a 12800 nodos (sólo en la estructura), debido a que el error en comparación con la simulación con mayor número de nodos es el menor. No se utilizó la malla de 60 nodos por arista debido a que el tiempo de cálculo se incrementa en extremo. En la simulación realizada con 80 nodos por arista el software, a pesar de que terminó con la simulación, envió un archivo con errores y advertencias, además de que el error respecto a la simulación anterior es el más grande de todas los calculados por lo que no se incrementó más el número de nodos ni se utilizó este número de nodos para las simulaciones.

5.6. Casos simulados

En total se realizaron seis simulaciones, tres para la órbita $i=40^\circ$ y tres para la órbita $i=105^\circ$. Las tres simulaciones para cada órbita son las siguientes:

- A) El satélite sin ningún tipo de control térmico.
- B) El satélite con control térmico pasivo exclusivamente.
- C) El satélite con control térmico pasivo y activo.

5.6.1. Descripción de los casos simulados

- A) El satélite sin ningún tipo de control térmico.

En esta configuración el satélite no posee ningún tipo de control térmico, esto significa que

ninguna superficie se simula con algún tipo de recubrimiento o material aislante, no se simulan radiadores o disipadores de calor ni tampoco elementos de control térmico activo como tubos de calor o bombas de fluido recirculante.

B) El satélite con control térmico pasivo exclusivamente.

En este caso se simula que las dos de las caras laterales tienen pintura negra por el interior y dos pintura blanca en el interior también. Las caras superior e inferior funcionan como radiadores, la cara interior de cada una de éstas se simulan con un recubrimiento de pintura negra y la cara exterior con un recubrimiento de pintura blanca.

C) El satélite con control térmico pasivo y activo.

En esta configuración se utiliza el mismo tipo de control pasivo pero se simula también un tubo de calor en el módulo inferior del satélite.

5.7. Resultados numéricos

Los resultados que se reportan en este apartado comprenden, para las dos órbitas simuladas, visualizaciones de la temperatura del satélite para el tiempo en el que se presenta la temperatura máxima promedio y la temperatura mínima promedio (aproximadamente). Se presentan visualizaciones del satélite completo así como de exclusivamente la electrónica. Posteriormente se muestran tablas de la variación de la temperatura, máxima y mínima, respecto del tiempo de la electrónica de la cámara, del espectrómetro, el receptor y el transmisor así como la variación de temperatura respecto del tiempo de la temperatura, máxima y mínima, de los cuatro paneles solares en conjunto, y de los dos radiadores. Finalmente se presenta una tabla con la temperatura máxima y mínima de cada uno de los componentes, obtenidas mediante las simulaciones.

5.7.1. Órbita 40°

En la visualización correspondiente al satélite en el punto de máxima y mínima temperatura, se omiten las dos caras frontales con el objetivo de apreciar los componentes internos del satélite. La cara frontal izquierda (una de las dos que se omiten) es la cara que se encuentra siempre de frente a la Tierra, mientras que la cara posterior derecha es la que en cierto momento de la órbita queda de frente al Sol o bien hacia el espacio profundo (esto sucede cuando el satélite se encuentra en condición de umbra).

En el siguiente cuadro se muestra el satélite en el punto en el que se encuentra más frío. Se puede observar como la cara posterior derecha del satélite es la zona más fría, esto ocurre porque en ese instante no recibe calor de ninguna fuente externa (Sol, infrarrojo o albedo). Por otra parte, la cara opuesta se observa más caliente debido a que se encuentra frente a la Tierra de tal manera que recibe el calor del infrarrojo.

Se puede observar también que debido a la inercia térmica de los componentes así como al calor generado por algunos de ellos éstos presentan una temperatura mayor a las caras laterales del satélite y radiadores.

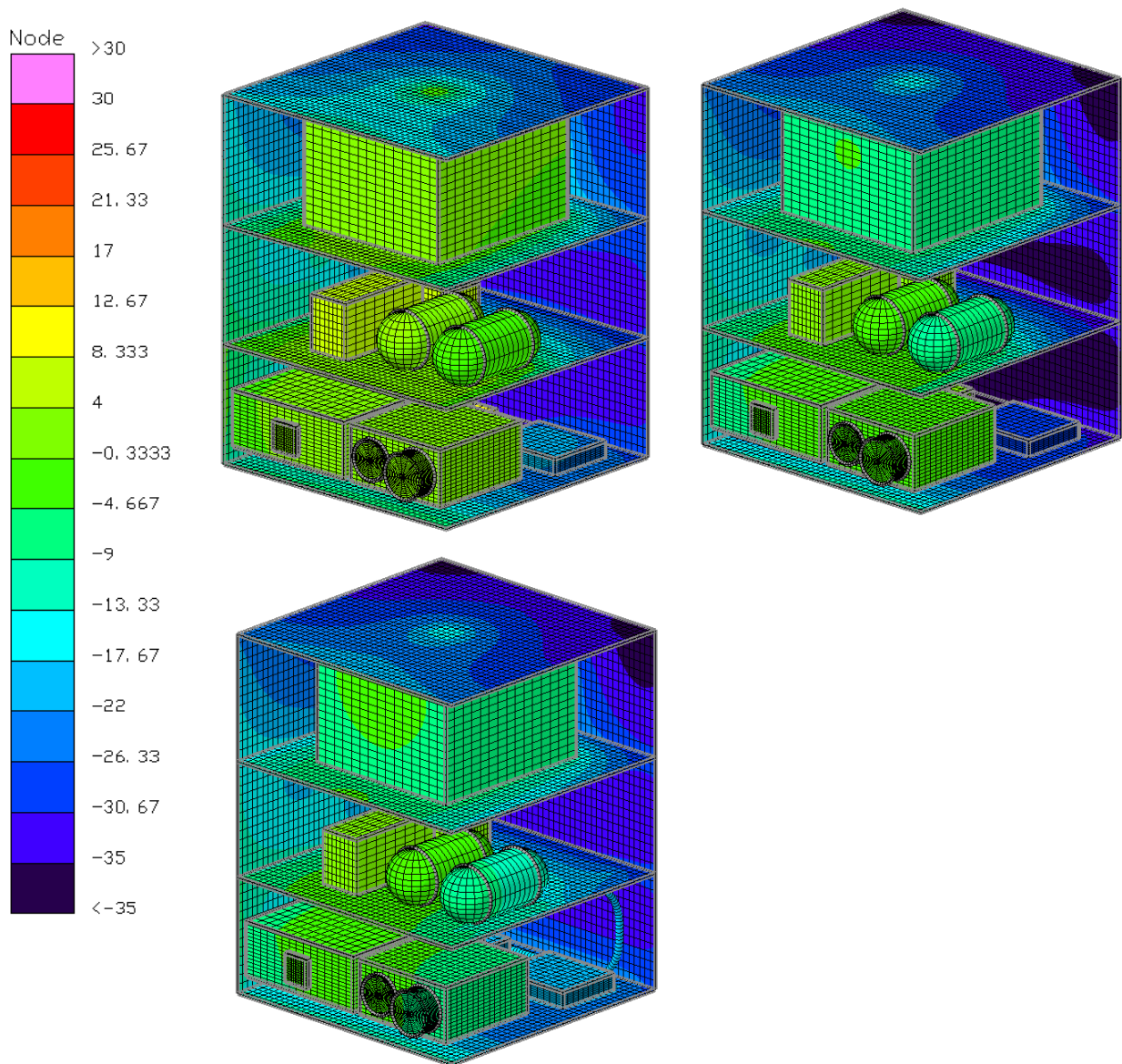


Fig. 51. Imagen frontal del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, Derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Comparando primero el caso A y B, es claro como el efecto de los radiadores en la parte superior e inferior provoca que se tenga una temperatura menor en los mismos. De igual manera se observa ligeramente más fría la caja de la computadora de abordo, la cara posterior derecho así como el receptor y el transmisor.

El caso C, en comparación con el B, muestra una temperatura un poco mayor en la zona del receptor y transmisor ya que es dónde actúa el tubo de calor. Esto ocurre debido a que uno de los extremos del tubo de calor en contacto con la placa divisoria del módulo 3 que se encuentra a mayor temperatura que el radiador inferior (que es donde se encuentra fijo el otro extremo del tubo de calor).

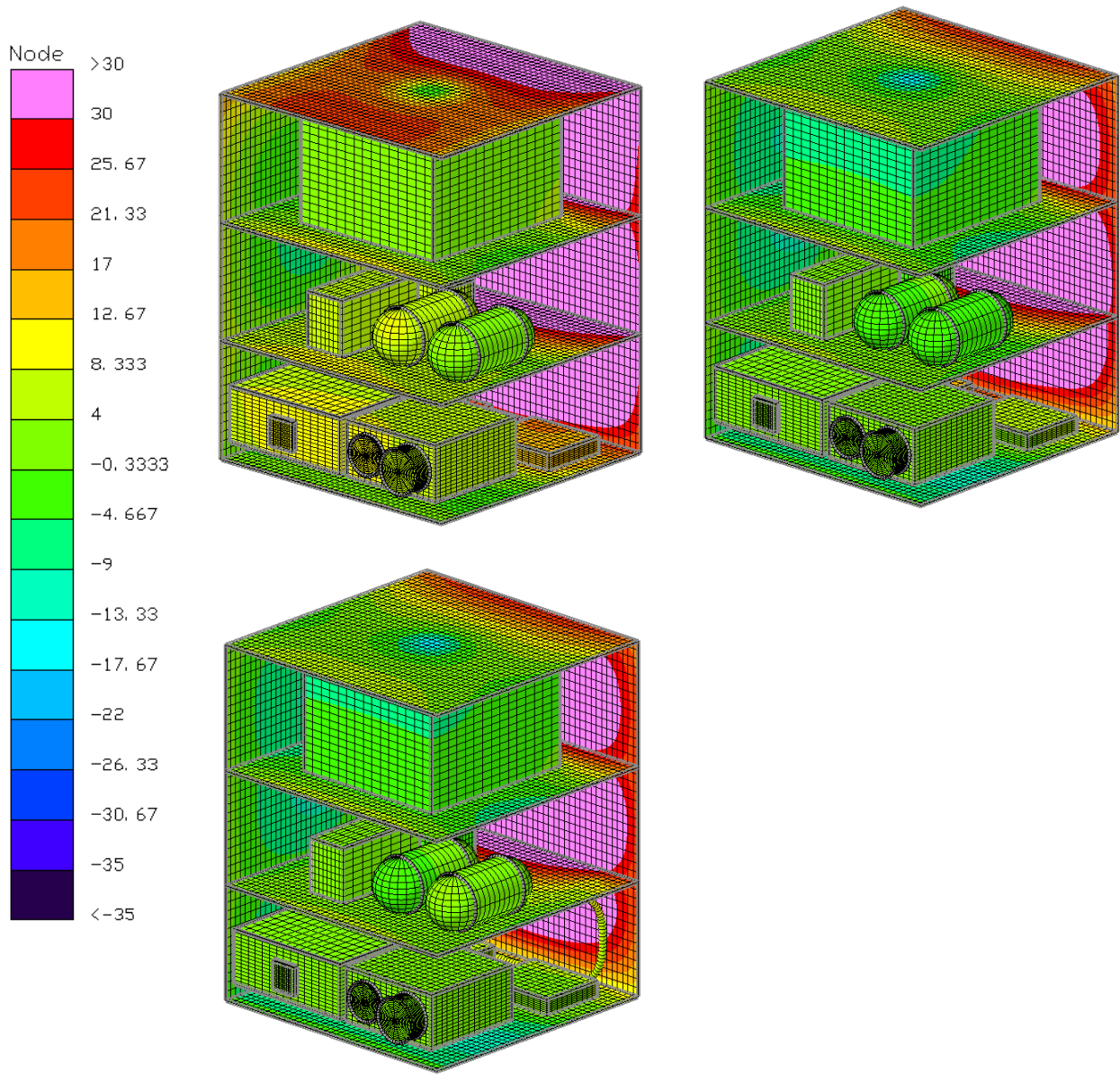


Fig. 52. Imagen frontal del satélite a 67500 s. Caso A, izquierda arriba. B, Derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

En este cuadro se compara los casos A, B y C en el tiempo en que el satélite se encuentra a mayor temperatura. En el caso A, al no contar con elementos de control térmico, es donde se presenta una mayor temperatura de los tres casos. Comparando el caso A y B se observa que la implementación de los radiadores en la parte superior e inferior del satélite es fundamental para evitar un incremento significativo en la temperatura del satélite. En cuanto a los componentes internos del satélite, en donde se un cambio significativo ese en el transmisor y el receptor esto se debe a que se encuentran justo sobre el radiador inferior

lo que provoca que su temperatura sea menor.

En cuanto al caso B en comparación con el C, el efecto del tubo de calor es bastante sutil, sin embargo se puede apreciar que la temperatura en la parte inferior, justo en la arista más cercana al transmisor y el receptor donde actúa el tubo de calor, es ligeramente menor.

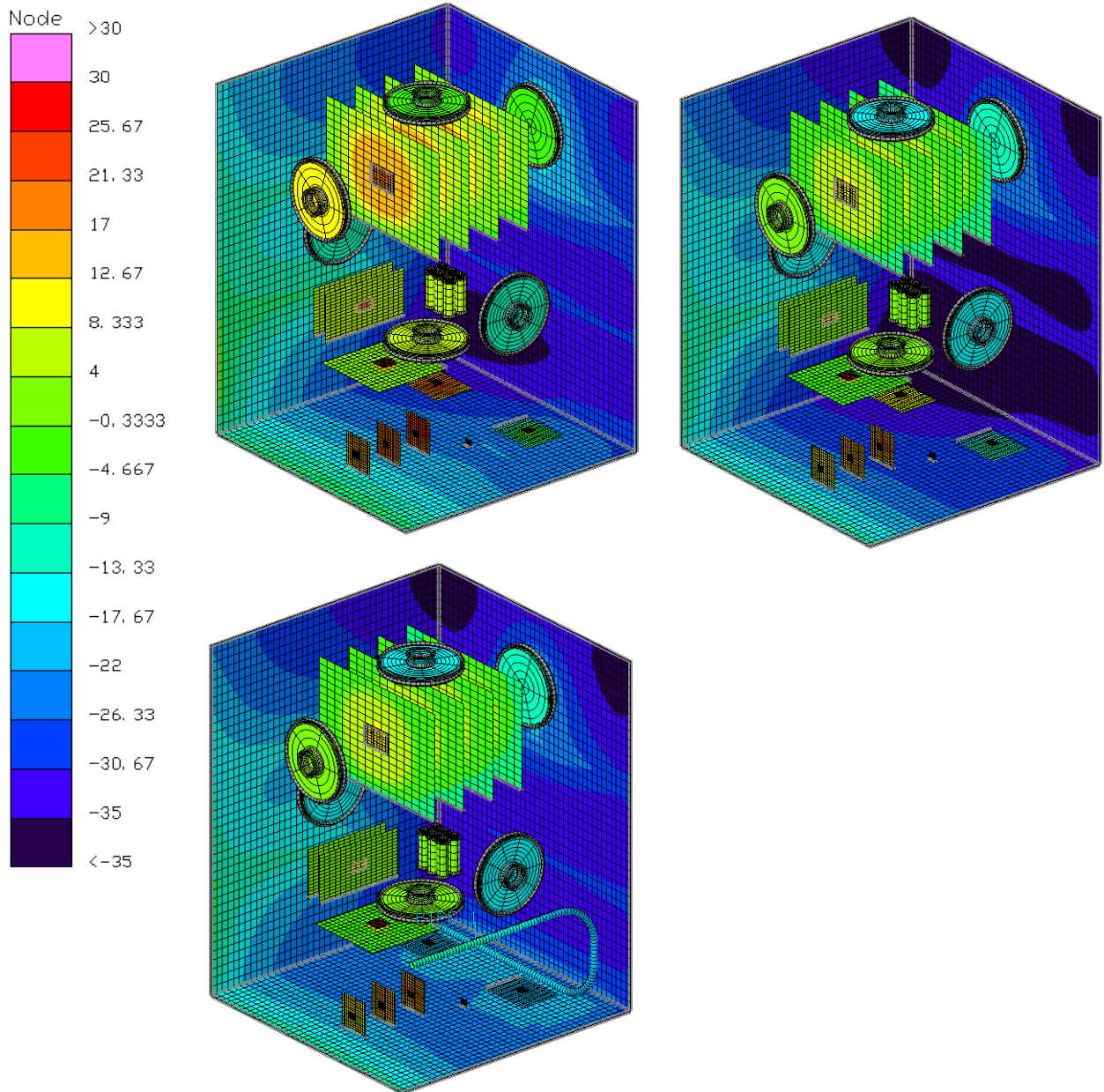


Fig. 53. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

En la imagen anterior se observan las ruedas inerciales, las baterías y la electrónica compuesta por las tarjetas electrónicas de la computadora de abordo, el sistema de control y

distribución, la tarjeta del espectrómetro, la electrónica correspondiente a la cámara y la electrónica del transmisor y receptor. También para el caso C se observa en la parte inferior el tubo de calor.

Se puede observar como existe un decremento en la temperatura de los componentes en general comparando el caso A con el B. Dicho decremento se aprecia de manera más significativa en la electrónica de la computadora de abordo así como en la electrónica del módulo tres.

En el caso C el efecto del tubo de calor se observa en el radiador principalmente. La implementación del tubo de calor en esta región es clave para regular la temperatura de la electrónica tanto del receptor como del transmisor. También, para el caso C, se observa un ligero incremento en el panel inferior derecho debido también al efecto del tubo de calor.

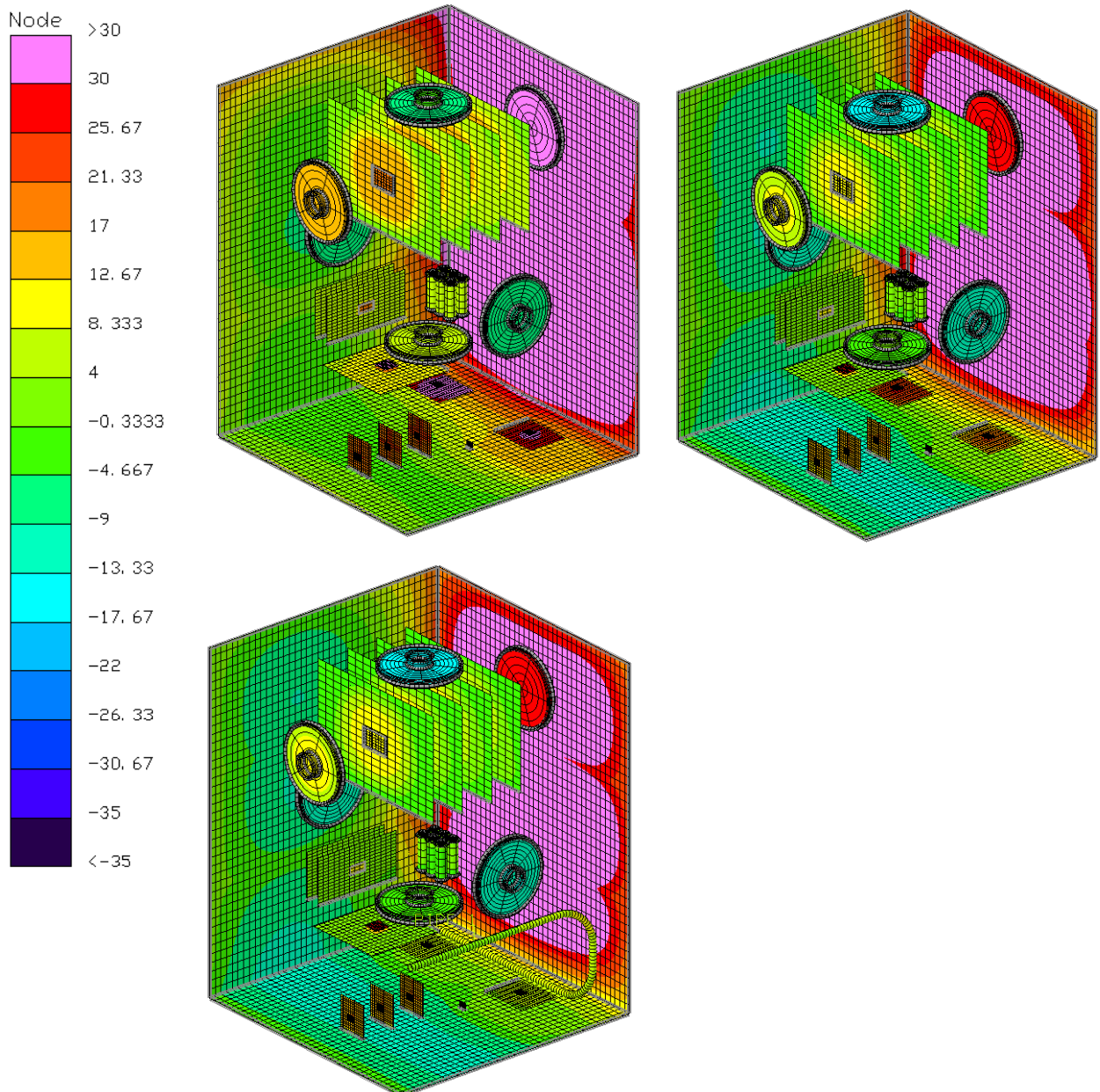


Fig.54. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

En la imagen anterior se comparan los tres casos simulados al momento de máxima temperatura. Los componentes donde se aprecia más el cambio en la temperatura son en las tarjetas electrónicas de la computadora de abordo así como en la electrónica de la cámara y las tarjetas del receptor y transmisor.

En los cuadros siguientes se muestran las gráficas de la variación de la temperatura máxima y mínima respecto al tiempo para algunos de los componentes del satélite.

En cada gráfica se muestran la temperatura máxima y mínima de cada componente para los tres casos simulados. En todas las gráficas el color azul se utiliza para denotar la simulación del caso C (el satélite con control térmico activo y pasivo), el color verde para el caso 2 (solo control pasivo) y el color rojo para el caso A (el satélite sin control térmico).

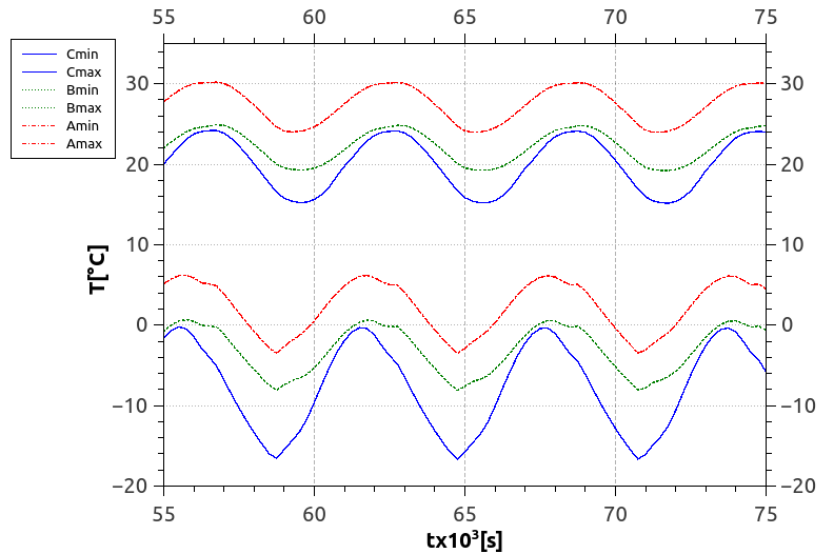


Fig. 55. Temperatura en función del tiempo de la electrónica de la cámara.

Puesto que las condiciones de calor son cíclicas (debido al movimiento del satélite dentro de su órbita), el comportamiento de la temperatura como función del tiempo también es cíclico.

Para la gráfica anterior la diferencia entre la máxima temperatura alcanzada en el caso A y la máxima temperatura alcanzada en el caso C es de 5.9 °C mientras que la diferencia entre la temperatura mínima máxima (caso A) y la mínima (caso C) es de 13.16 °C. Por otra parte la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de 33.6°C mientras que para el caso B es de 28.2 °C siendo ésta última la menor de los 3 casos. Lo anterior implica que a pesar de que para el caso C se obtiene una temperatura menor en el componente también estará sometido a una mayor

cambio en la deformación debido a la dilatación y contracción provocada por la variación en la temperatura.

La gráfica de la variación de la temperatura de la electrónica del espectrómetro muestra que la temperatura en el chip del espectrómetro es prácticamente homogénea ya que no hay diferencia significativa entre la temperatura máxima y mínima. En este caso la diferencia entre temperaturas máximas es de 9 °C y la diferencia entre las temperaturas mínimas es de 8.5 °C.

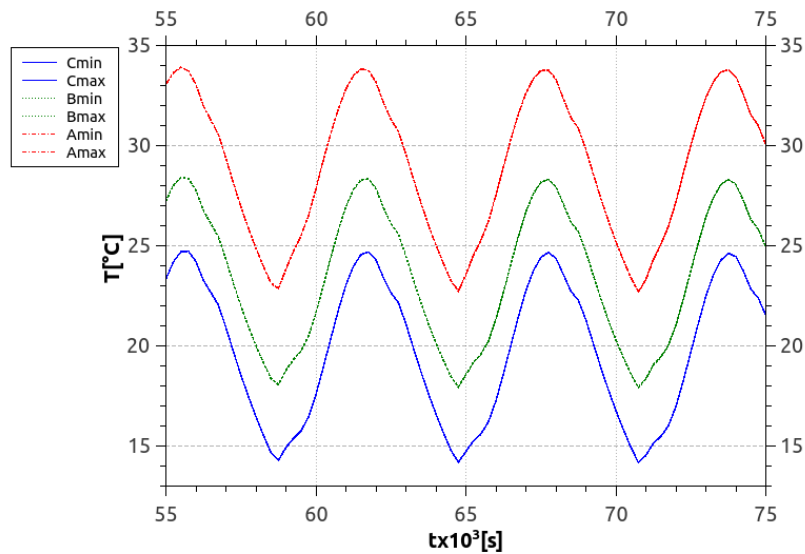


Fig. 56. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del espectrómetro.

En el caso de la electrónica del receptor la diferencia entre temperaturas máximas alcanzadas en los casos A y C es de 24.5 °C y la diferencia entre las temperaturas mínimas es de 32.6 °C. La diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de 9.0 °C mientras que para el caso B y A es de 8.6 °C.

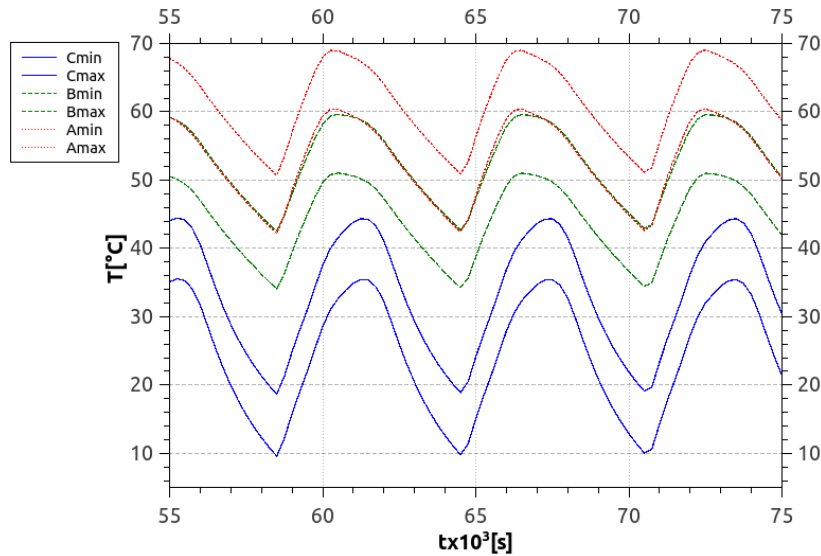


Fig. 57. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del receptor.

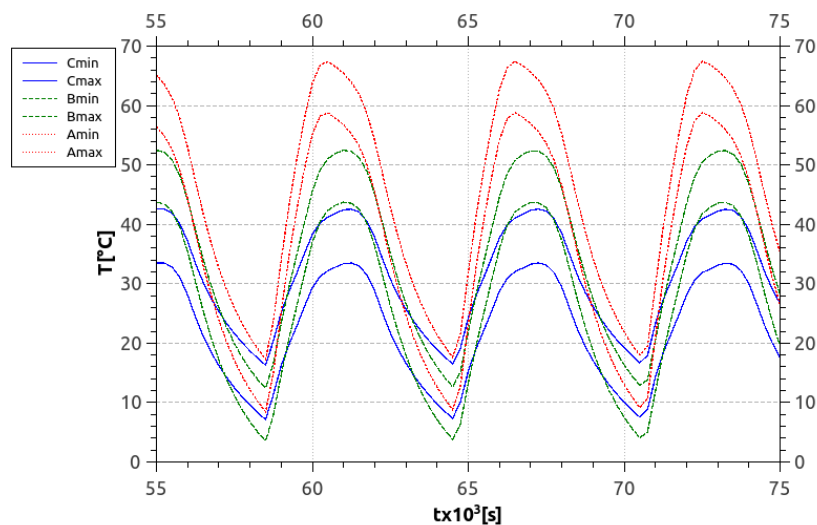


Fig. 58. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del transmisor.

En el caso del transmisor la temperatura mínima se obtiene en el caso B, esto se debe al efecto del tubo de calor ya que este no trabaja como una bomba de calor (lo que provocaría que uno de los dos extremos del tubo siempre funcionara como evaporador y otro como condensador provocando que siempre se extrajera calor de la zona del transmisor y receptor) sino que dependiendo del extremo del tubo que se encuentre más caliente se genera un flujo de calor hacia el otro extremo del tubo, por consiguiente en el caso C se presenta una temperatura mínima ligeramente mayor a la que se obtiene en el caso B. La diferencia entre temperaturas máximas obtenidas (caso A y C) es de 24.7 °C y la diferencia de temperaturas mínimas (A y B) es de 4.9 °C. En este caso la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, es para el caso C de 9.1 °C mientras que para el caso B y A es de 8.8 °C.

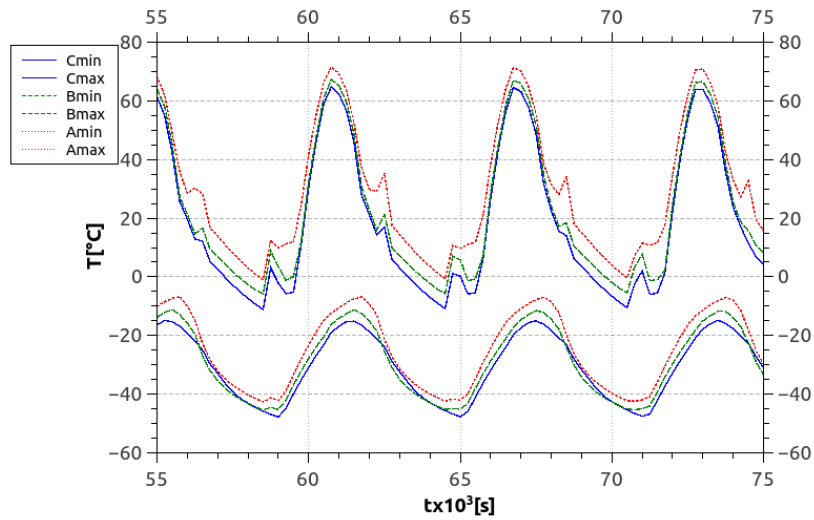


Fig. 59. Temperatura en función del tiempo de los paneles solares.

En el caso de la gráfica de la temperatura de los paneles solares se muestra la temperatura máxima y mínima para los cuatro paneles solares. Se puede apreciar que en este caso la gráfica no muestra un comportamiento suave. La temperatura máxima alcanzada en los paneles solares es de $71.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ en el caso A y la mínima es de $-47\text{ }^{\circ}\text{C}$ en el caso C. Mientras que la diferencia entre las temperaturas máximas alcanzadas (temperaturas máximas del caso A y C) es de $6\text{ }^{\circ}\text{C}$ y la diferencia entre las temperaturas mínima máxima (caso A) y la mínima es de $4.9\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por otra parte la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, es para el caso C de $84.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ mientras que para el caso B (el menor de los tres casos) es de $84.1\text{ }^{\circ}\text{C}$.

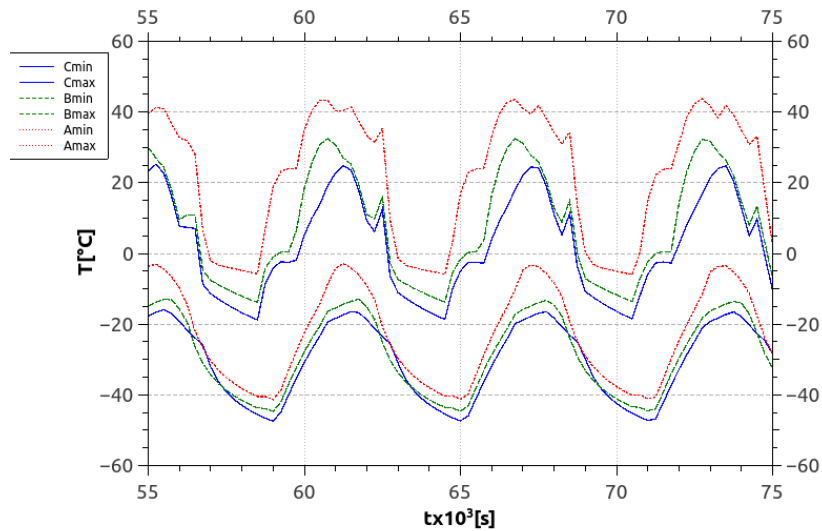


Fig. 60. Temperatura en función del tiempo de los radiadores.

La diferencia entre las temperaturas máximas alcanzada en los radiadores en los casos A y C es de 18.48 °C y diferencia entre mínimas es de 6.1 °C. En este caso la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, es para el caso C de 44.09 °C, mientras que para el caso B es de 51.27 °C y para el A es de 62.84 °C.

En la siguiente tabla se muestra la temperatura máxima y mínima de cada uno de los componentes del satélite para los tres casos simulados de la órbita con inclinación de 40°.

El significado de los colores es el siguiente, el color verde implica que el componente se encuentra dentro de la temperatura operacional, en otras palabras, el componente se encuentra en su temperatura ideal, el color azul significa que el componente se encuentra debajo de su temperatura de operación pero sigue dentro del rango de supervivencia del componente, el color morado significa que el componente se encuentra por debajo de su temperatura de operación, el color amarillo implica que el componente se encuentra a mayor temperatura que la de operación pero sigue dentro del rango de supervivencia y , finalmente, la temperatura roja significa que el componente sobrepasa la temperatura de supervivencia.

Para el caso A se tiene que los chips tanto del receptor como del transmisor se encuentran por encima de su temperatura de supervivencia mientras que los tanques de combustible, la tarjeta del transmisor y la caja del transmisor se encuentran debajo de la temperatura de supervivencia.

En al caso B sucede lo mismo en el caso del chip del transmisor y el receptor mientras que la caja de la computadora de abordo, las ruedas inerciales, los tanques de combustible, la tarjeta del transmisor y la caja del transmisor se encuentran debajo de la temperatura de supervivencia.

Para el caso C ningún componente supera la temperatura de supervivencia, sin embargo existen ocho componentes que se encuentran por debajo de la temperatura de supervivencia.

	A40		B40		C40	
	Máx	Mín	Máx	Mín	Máx	Mín
ACDS-Caja	7.11	2.89	1.96	-2.21	-1.67	-6.15
ACDS-Chip	30.41	26.30	25.32	21.25	21.73	17.35
ACDS-Tarjeta	7.64	3.59	2.56	-1.59	-1.08	-5.54
Baterías	7.08	3.88	2.00	-1.24	-1.62	-5.07
Baterías-Caja	6.52	3.29	1.39	-1.80	-2.22	-5.62
Cam2-Caja	9.79	1.54	4.40	-3.12	2.02	-10.10
Cam-Caja	7.68	-2.58	2.21	-7.09	0.27	-14.46
Cam-Chip	22.00	13.98	16.64	9.35	15.98	4.16
Cam-Tarjeta	8.69	-0.40	11.60	4.30	9.55	-2.29
CPU-Caja	5.44	-10.69	-0.26	-16.63	-3.09	-19.71

CPU-Chip	20.04	6.96	13.54	-0.05	11.05	-2.71
CPU-Tarjeta	11.83	-1.84	5.11	-9.47	2.47	-12.32
Estructura	40.87	-36.41	33.57	-39.60	28.78	-38.87
MSI-Caja	8.93	-3.52	3.43	-8.05	-0.28	-12.35
MSI-Chip	34.00	22.70	28.56	17.92	24.87	14.18
MSI-Tarjeta	9.36	-2.16	3.86	-6.99	0.12	-10.80
Paneles	40.40	-33.92	34.05	-37.28	29.53	-36.58
Radiadores	41.11	-40.98	28.72	-44.22	19.58	-41.27
Rec-Caja	23.74	6.80	14.88	-1.00	3.93	-24.12
Rec-Chip	66.76	48.15	57.27	39.97	42.08	16.01
Rec-Tarjeta	34.05	12.78	23.47	3.89	15.35	-9.45
Ruedas I.	8.02	-11.71	1.75	-17.15	-1.09	-20.53
Tanques	4.20	-5.26	-0.77	-9.99	-1.47	-15.40
Trans-Caja	21.40	-32.13	6.16	-36.85	0.65	-28.07
Trans-Chip	65.08	14.62	50.14	9.71	40.22	13.68
Trans-Tarjeta	32.48	-15.89	17.41	-21.11	14.24	-11.16
Tubo de calor					3.50	-25.02

Tabla 20. Temperatura (en grados Celsius) máxima y mínima de los componentes satelitales para los 3 casos simulados de la órbita 40°.

5.7.2. Órbita 105°

Como se explicó anteriormente la configuración de simulaciones para la órbita con inclinación de 105° es exactamente la misma que para la órbita con inclinación de 40° (con excepción obviamente de la órbita) esto es, el caso A es la simulación del satélite sin ningún tipo de control térmico, el caso B es el satélite con control térmico pasivo exclusivamente y el caso C es el control térmico pasivo y activo.

Los resultados se presentan de la misma manera que para la órbita a 40°, es decir, se muestran visualizaciones del campo de temperatura del satélite tanto para los componentes en general así como la electrónica, luego se presentan gráficas del comportamiento de la temperatura se algunos componentes en función del tiempo y finalmente se presenta un cuadro donde se muestra la temperatura máxima y mínima de cada uno de los componentes satelitales.

El cuadro siguiente muestra la visualización de la temperatura en el satélite en el instante de tiempo en que se presenta la temperatura más baja del ciclo. El efecto de los radiadores se aprecia claramente en la parte superior e inferior del satélite y en menor medida en la caja de la computadora de abordó. De igual manera los componentes del módulo dos se aprecian ligeramente más fríos en el caso B comparados con el caso A. Por otra parte el efecto del tubo de calor es claro en el decremento de la temperatura de la caja de transmisor.

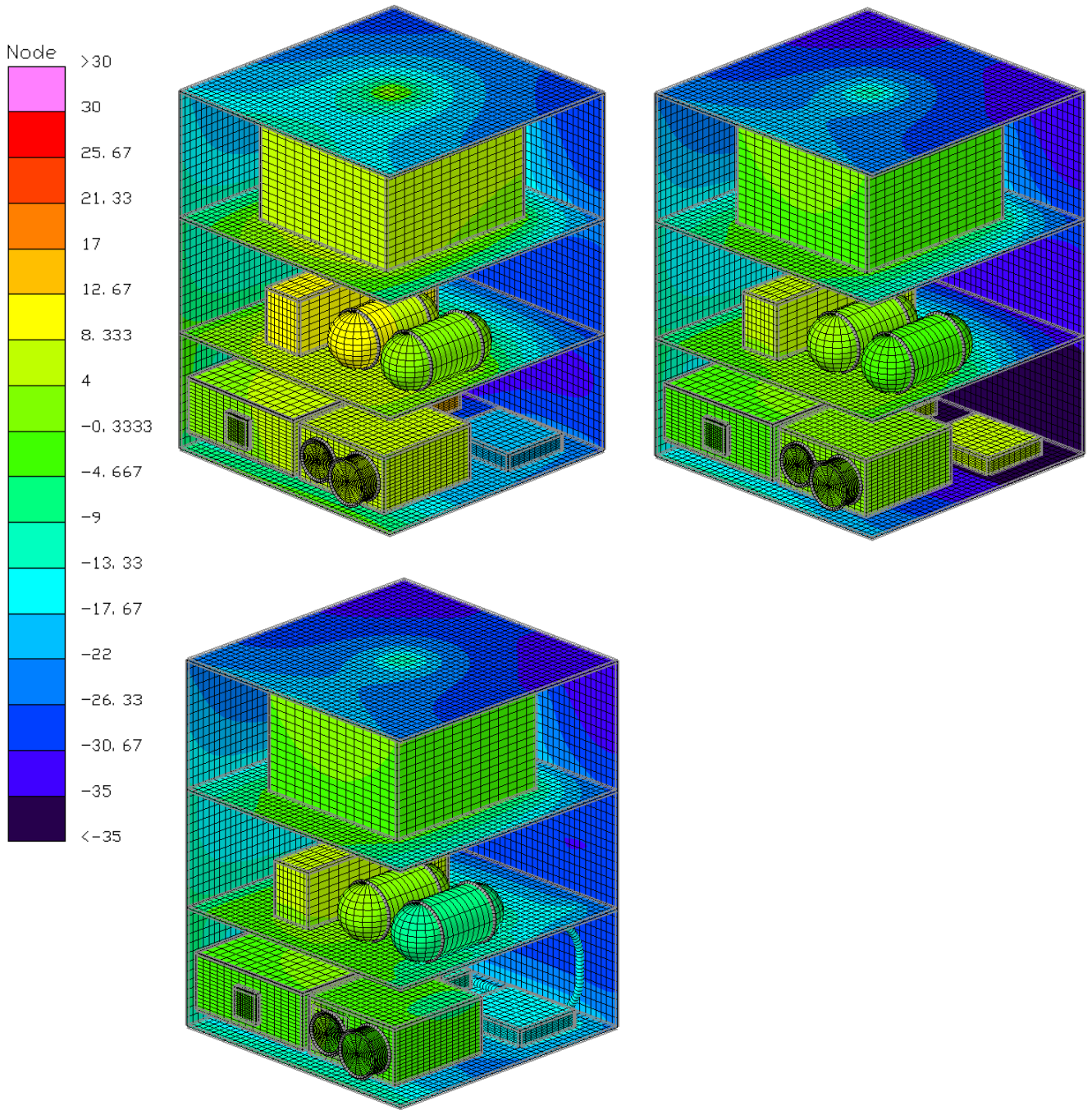


Fig. 61. Imagen frontal del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B Derecha arriba. C izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

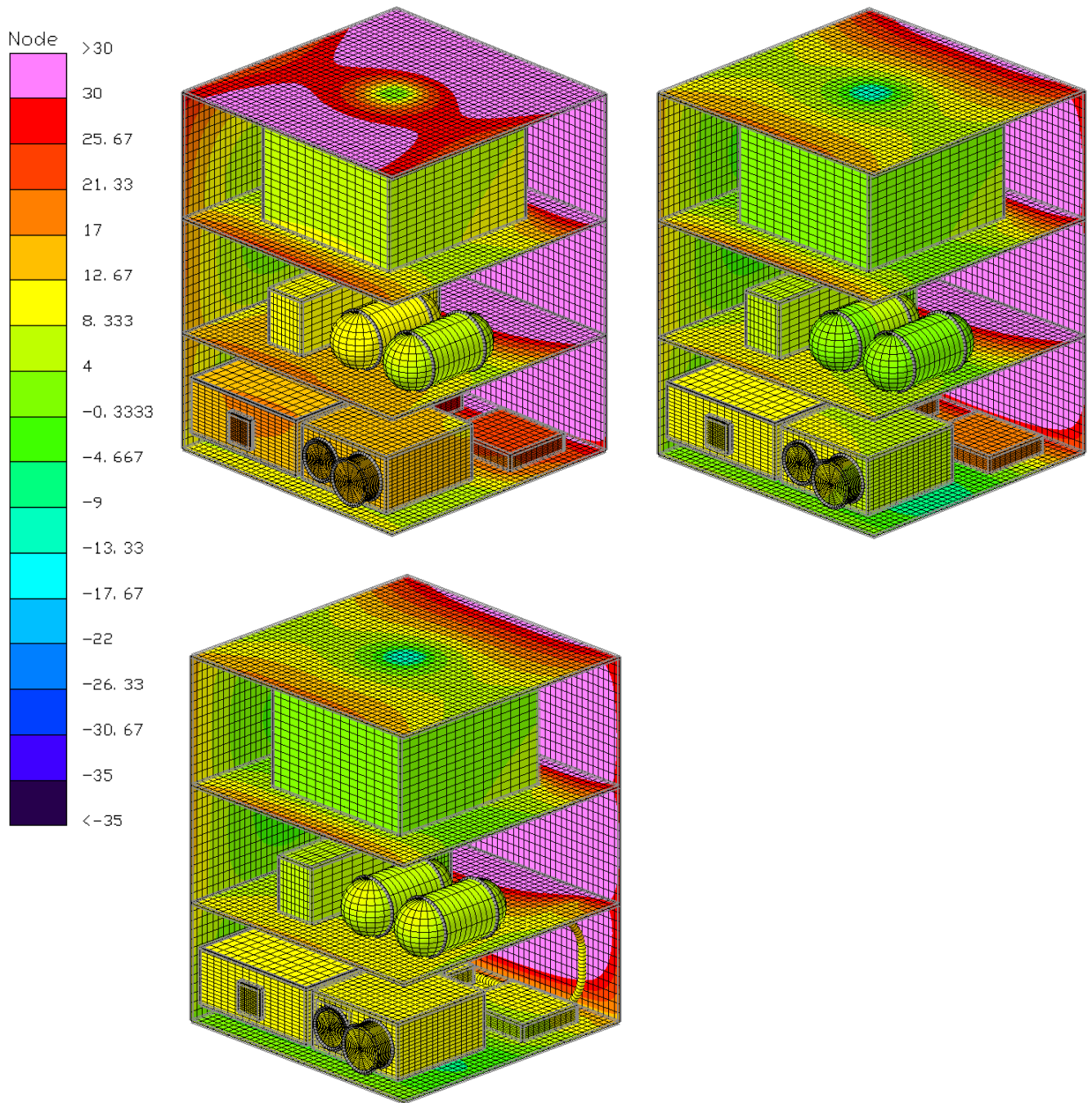


Fig. 62. Imagen frontal del satélite a 67500 s. Caso A, izquierda arriba. B Derecha arriba. C izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

En el caso en que la temperatura es máxima dentro del satélite (figura anterior) los radiadores y recubrimientos internos son fundamentales para regular la temperatura tanto en las caras superior e inferior del satélite como en los componentes del módulo 3 , donde es claro su efecto. Adicionalmente el tubo de calor ayuda a que el receptor y transmisor tengan una temperatura menor (en comparación con los casos A y B).

En el cuadro siguiente se muestra el efecto del control térmico en los componentes electrónicos del satélite. El caso B en comparación con el caso A muestra un decremento en la temperatura principalmente en la electrónica de la computadora de abordo y en menor medida en los componentes del módulo 2. El tubo de calor tiene un claro efecto en la electrónica del receptor y transmisor así como en las paredes inferiores del satélite.

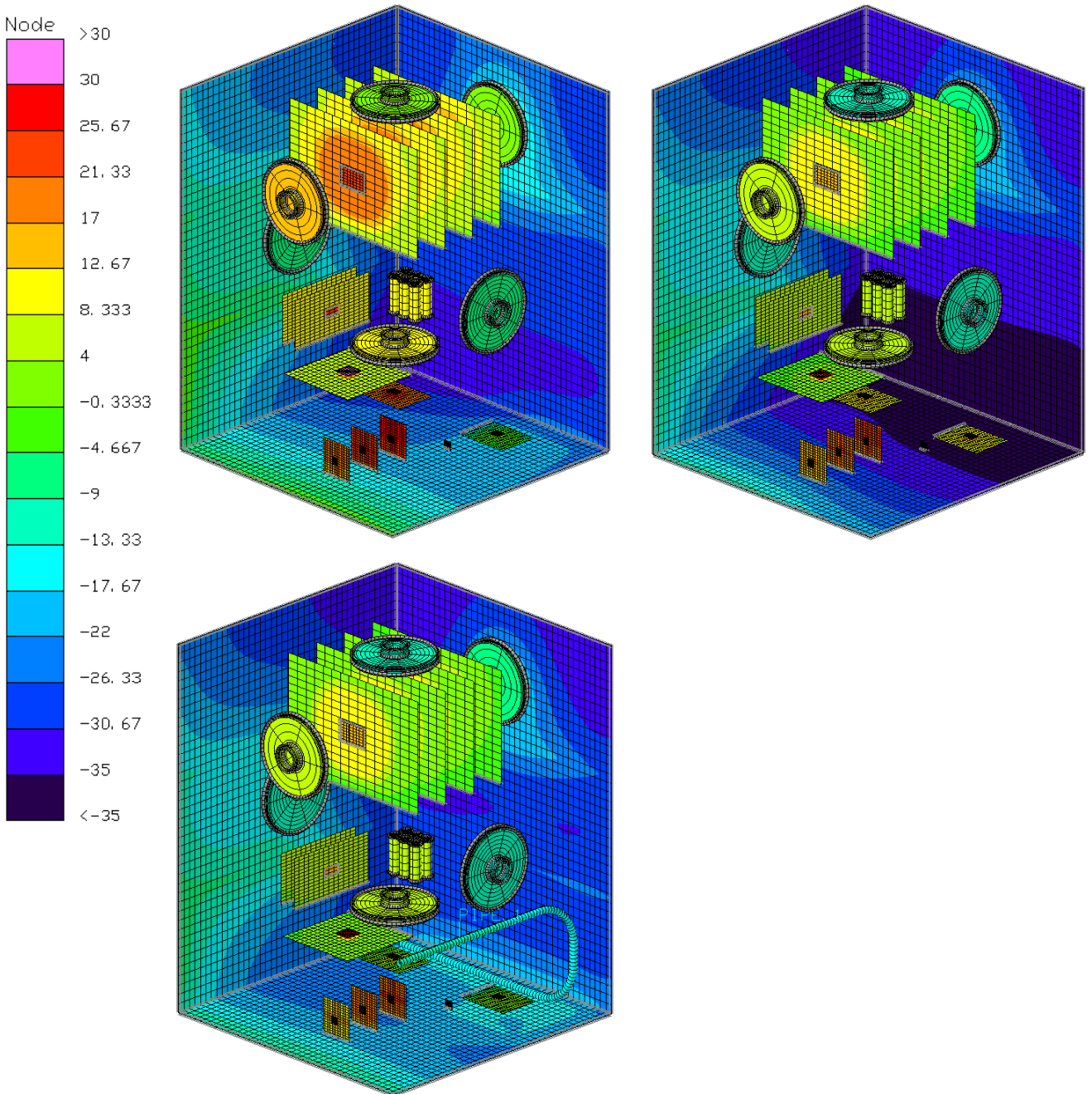


Fig. 63. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

Finalmente, se muestra el caso en el que la temperatura es máxima en el satélite para la órbita con inclinación de 105° . Comparando el caso B con el A se observa como gracias a los radiadores y recubrimientos se logra disminuir la temperatura en ciertos componentes electrónicos, principalmente en la electrónica del módulo 1, una de las ruedas inerciales y la electrónica de espectrómetro. Adicionalmente, en el caso C, el tubo de calor contribuye a que la temperatura en el transmisor y receptor así como en la parte inferior del satélite disminuya su temperatura.

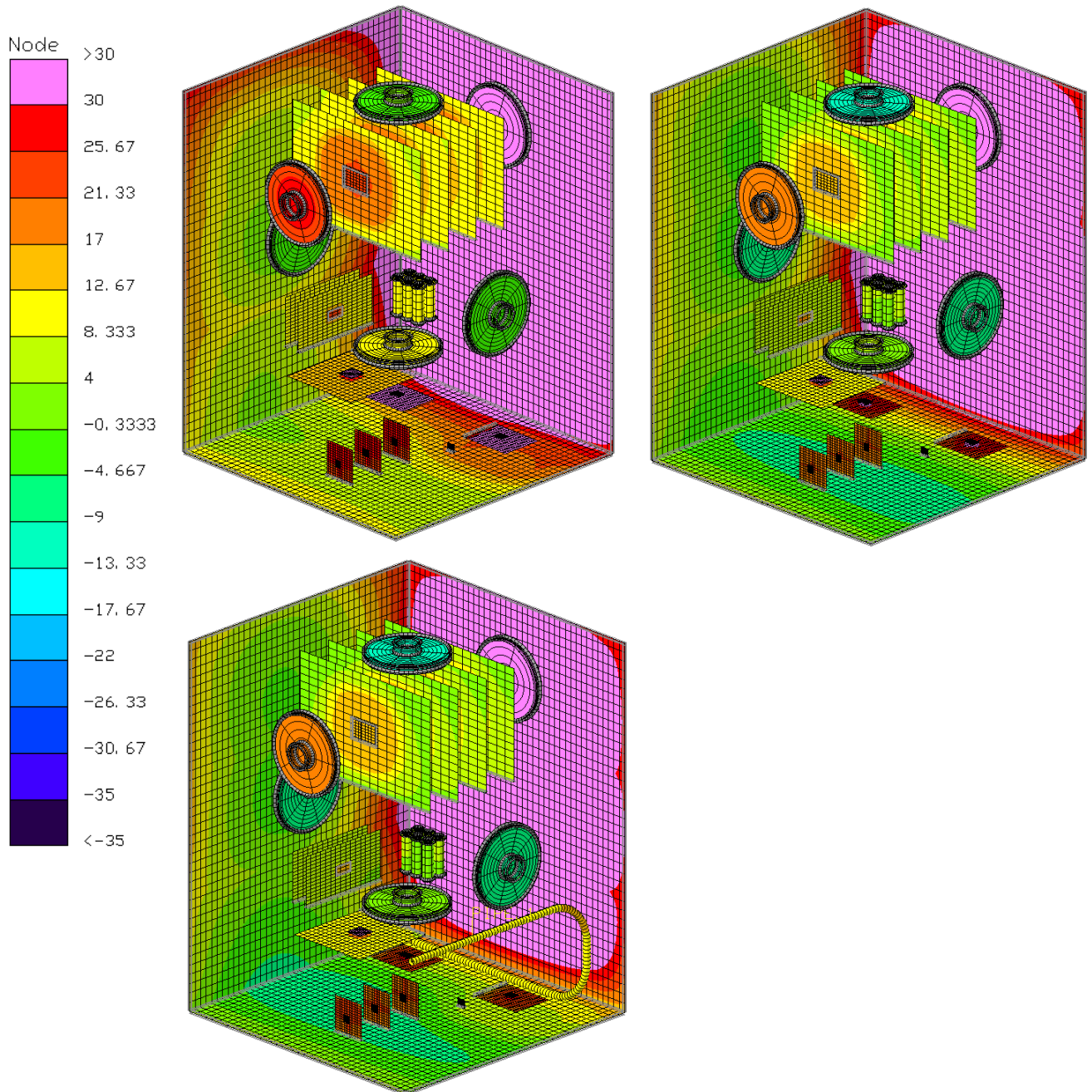


Fig. 64. Componentes electrónicos del satélite a 63500 s. Caso A, izquierda arriba. B, derecha arriba. C, izquierda abajo. Temperatura en grados Celsius.

En la siguiente gráfica se muestra la variación de la temperatura (máxima y mínima) en la electrónica de la cámara. La diferencia entre temperaturas máximas, esto es, la diferencia entre la temperatura máxima del caso A y la máxima del caso B es de 5.7 °C mientras que la diferencia entre las temperaturas mínimas del caso A y C es de 10.1 °C. Por otra parte, la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, es para el caso C de 34.6 °C, mientras que para el caso B es de 29.1 °C y para el A es de 29.2 °C.

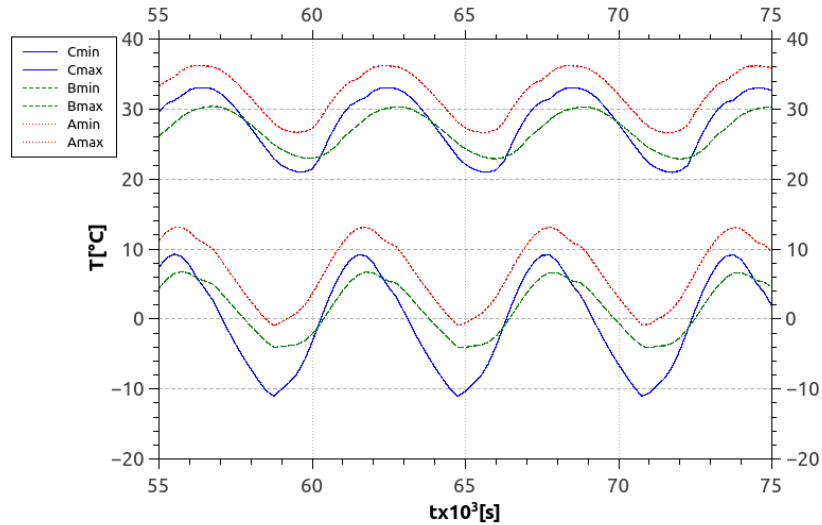


Fig. 65. Temperatura en función del tiempo de la electrónica de la cámara.

Para el caso del chip del espectrómetro la diferencia entre la temperatura obtenida en el caso A y la temperatura obtenida en el caso C es de 6.3 °C mientras que la diferencia entre mínimas es de 5.2 °C.

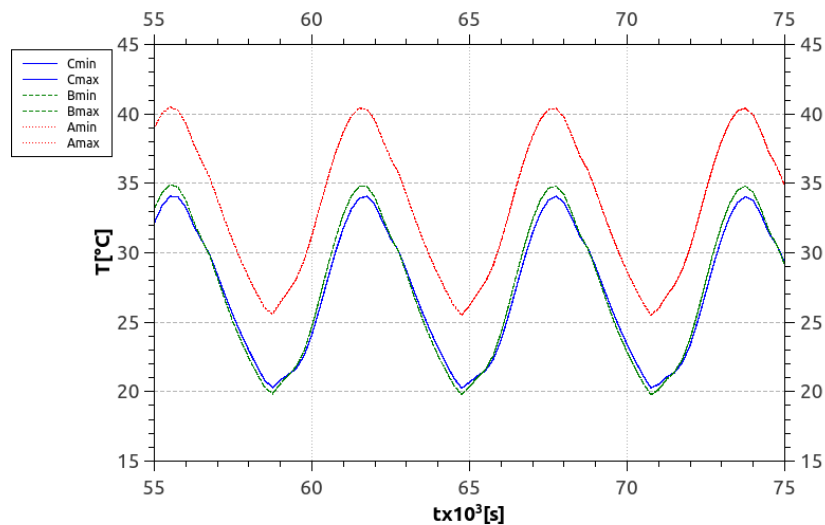


Fig. 66. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del espectrómetro.

En el caso de la electrónica del receptor la temperatura máxima obtenida es de 73 °C y la mínima es de 13 °C. La diferencia entre temperaturas máximas del caso A y C es de 21.0 °C y la diferencia entre mínimas es de 30 °C. Por otro lado, la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de 9.0 °C, mientras que para el caso A y B es de 8.6 °C.

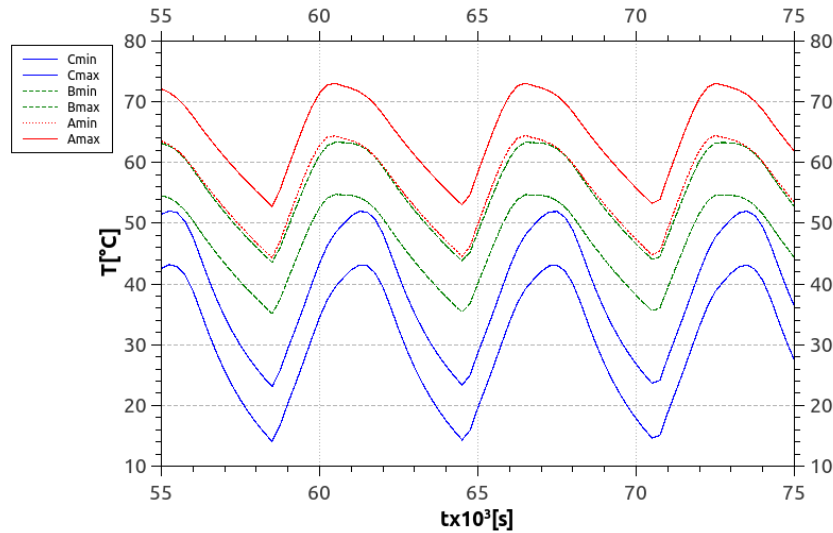


Fig. 67. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del receptor.

Para el caso de la electrónica del transmisor la temperatura máxima obtenida es de 73.5 °C y la mínima es de 8.85 °C. La diferencia entre temperaturas máximas del caso A y C es de 23.0 °C y la diferencia entre mínimas es de 25 °C. Por otro lado, la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de 9.1 °C, mientras que para el caso A es de 8.8 y para el caso B es de 8.6 °C.

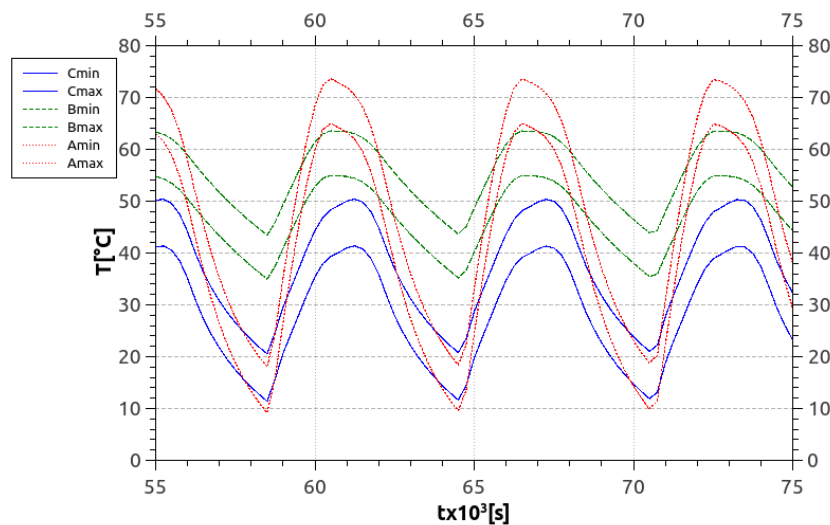


Fig. 68. Temperatura en función del tiempo de la electrónica del transmisor.

Por otro lado, en el caso de los paneles solares, la diferencia entre temperaturas máximas del caso A y C es de $6.51\text{ }^{\circ}\text{C}$ y la diferencia entre mínimas es de $5.8\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por otro lado, la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de $84.4\text{ }^{\circ}\text{C}$, mientras que para el caso B es de $86.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ y para el caso A es de $87.3\text{ }^{\circ}\text{C}$.

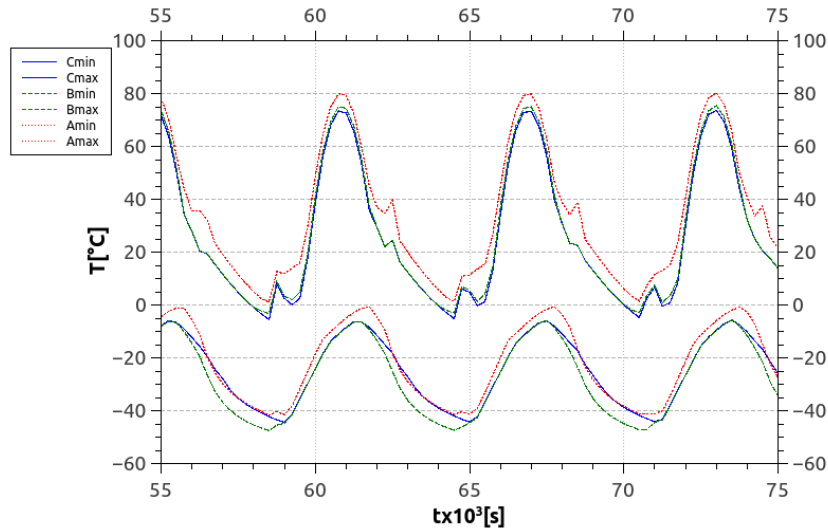


Fig. 69. Temperatura en función del tiempo de los paneles solares.

Por último, en el caso de los radiadores, la diferencia entre temperaturas máximas del caso A y C es de $17.18\text{ }^{\circ}\text{C}$ y la diferencia entre mínimas es de $5.7\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por otro lado, la diferencia máxima entre la temperatura máxima y mínima, en un instante de tiempo, para el caso C es de $45.6\text{ }^{\circ}\text{C}$, mientras que para el caso B es de $56.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ y para el caso A es de $64.9\text{ }^{\circ}\text{C}$.

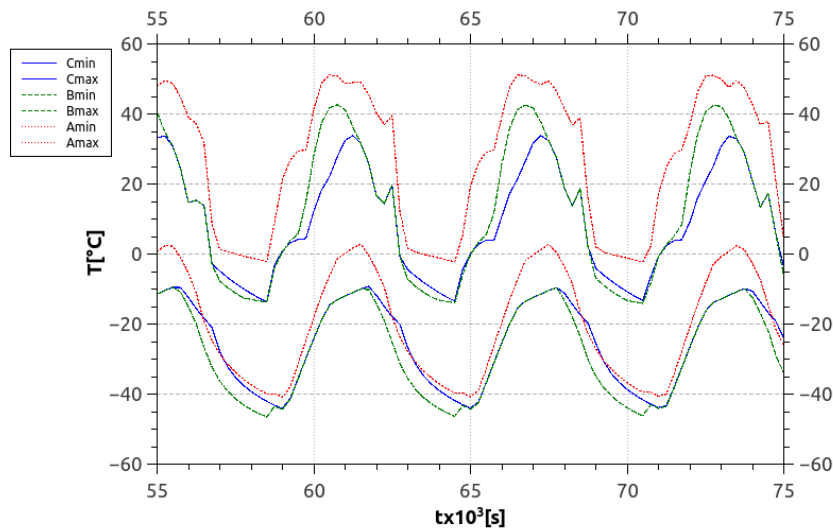


Fig. 70. Temperatura en función del tiempo de los radiadores.

En la siguiente tabla se muestra la temperatura máxima y mínima de cada uno de los componentes del satélite para los tres casos simulados de la órbita con inclinación de 105°.

Se observa que para el caso A la temperatura mínima y máxima del chip del receptor se encuentran por encima de la temperatura de supervivencia. Por otra parte también la temperatura máxima del chip del transmisor se encuentra por encima de la temperatura de supervivencia. En contraste, la temperatura mínima de la caja y la tarjeta del transmisor se encuentra por debajo de la temperatura mínima de supervivencia.

En el caso B la temperatura máxima alcanzada por el chip del receptor es mayor a la temperatura máxima de supervivencia, sucede lo mismo con el chip del transmisor, mientras que la temperatura mínima alcanzada por los tanques de combustible es menor a la temperatura mínima de supervivencia.

En el caso C ningún componente sobrepasa la temperatura máxima de supervivencia, sin embargo tanto temperatura mínima de la caja del receptor, la caja del transmisor y los tanques de combustible se encuentra por debajo de la temperatura mínima de supervivencia.

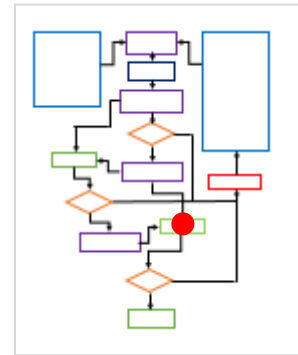
	A105		B105		C105	
	Máx	Mín	Máx	Mín	Máx	Mín
ACDS-Caja	12.31	6.54	6.83	0.86	6.39	0.62
ACDS-Chip	35.56	29.90	30.14	24.29	29.71	24.05
ACDS-Tarjeta	12.91	7.16	7.43	1.48	7.03	1.30
Baterías	11.89	7.84	6.42	2.18	6.07	1.97
Baterías-Caja	11.30	7.26	5.81	1.61	5.43	1.36
Cam2-Caja	16.42	4.17	10.19	0.96	10.69	-6.57
Cam-Caja	14.96	-0.26	8.35	-2.45	10.85	-7.60
Cam-Chip	28.49	16.59	22.36	13.31	25.24	9.86
Cam-Tarjeta	23.45	11.54	17.33	8.27	13.70	-3.91
CPU-Caja	11.75	-7.83	6.16	-14.23	6.02	-14.31
CPU-Chip	25.61	9.48	19.17	1.96	19.15	2.08
CPU-Tarjeta	17.35	0.05	11.12	-7.30	9.80	-8.23
Estructura	48.94	-35.53	42.60	-41.36	38.37	-34.94
MSI-Caja	16.57	-1.26	10.98	-6.87	9.83	-6.11
MSI-Chip	40.56	25.51	35.02	19.77	34.19	20.24
MSI-Tarjeta	16.03	0.66	10.42	-5.13	9.58	-4.66
Paneles	48.55	-33.03	44.17	-40.88	39.50	-32.50
Radiadores	48.95	-40.46	36.49	-45.02	28.41	-37.65
Rec-Caja	27.70	9.08	18.43	0.35	12.29	-18.95
Rec-Chip	70.72	50.20	60.99	40.99	49.69	20.41
Rec-Tarjeta	38.25	14.60	27.53	4.55	22.67	-5.30

Ruedas I.	14.11	-9.18	4.94	-13.43	4.93	-13.48
Tanques	9.60	-2.08	3.87	-8.35	6.95	-11.26
Trans-Caja	27.88	-31.43	18.22	-0.11	8.97	-23.54
Trans-Chip	71.24	15.29	61.21	40.84	47.97	17.88
Trans-Tarjeta	38.45	-15.27	27.91	4.33	21.69	-7.18
Tubo de calor					12.18	-20.51

Fig. 71. Temperatura (en grados Celsius) máxima y mínima de los componentes satelitales para los 3 casos simulados de la órbita 105°.

Capítulo 6. Verificación de datos

En las tablas 21 y 23 se muestra la comparación entre los resultados obtenidos mediante lmodelo analítico y los resultados obtenidos mediante las simulaciones numéricas. Debido a las simplificaciones realizadas en el modelo analítico los valores de error obtenidos son muy elevados.



	Órbita 40°			
	Analítica	Numérica	Analítica	Numérica
	Tmax		Tmin	
Satélite	68.17	17.63	-23.11	-28.04
Módulo 1	30.27	17.65	-49.59	-25.4
Módulo 2	42.25	25.96	-43.22	-32.84
Módulo 3	23.68	15.75	-55.76	-27.14

e Tmax [%]	e Tmin [%]
74.13	21.35
41.68	48.79
38.56	24.01
33.48	51.32

Tabla 22. Error órbita 40°

Tabla 21. Datos numéricos contra analíticos, órbita 40°

	Órbita 105°			
	Analítica	Numérica	Analítica	Numérica
	Tmax		Tmin	
Satélite	59.12	26.71	-25.08	-22.86
Módulo 1	22.3	25.23	-51.3	-21.72
Módulo 2	33.82	35.19	-45.08	-28.28
Módulo 3	15.8	26.1	-57.47	-21.92

e Tmax [%]	e Tmin [%]
54.82	8.86
13.13	57.67
4.05	37.28
65.2	61.86

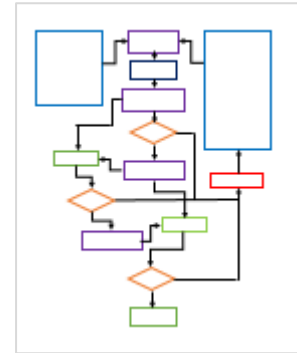
Tabla 24. Error órbita 105°

Tabla 23. Datos numéricos contra analíticos, órbita 105°

Capítulo 7. Diseño y resultados experimentales

Como parte del desarrollo de esta tesis se manufacturó un prototipo de tubo de calor con las mismas características del propuesto en las simulaciones numéricas realizadas. Al tratarse de un prototipo los materiales utilizados para la manufactura no son de grado espacial.

El experimento se realizó con el fin de caracterizar el comportamiento del tubo de calor bajo distintas cargas térmicas. Cabe mencionar que el experimento se llevó a cabo a temperatura y presión ambiente.



La configuración experimental consistió en lo siguiente: La geometría, materiales y posición del tubo de calor es la misma que la propuesta y utilizada en las simulaciones. Para medir la temperatura se utilizaron 11 sensores distribuidos uniformemente a lo largo del tubo. La adquisición de datos se llevó a cabo mediante dos placas de Arduino Uno.

El experimento consistió en utilizar uno de los extremos del tubo de calor como evaporador y el otro como condensador, para lograr esto en el extremo inferior (el extremo que estaría en contacto con el radiador, el transmisor y receptor en la configuración de control térmico propuesto) se colocó una resistencia térmica y en el otro extremo se colocó una placa de gel congelado.

En total se utilizaron 3 resistencias térmicas cuyo valor de disipación de calor fue de 10, 30 y 40 Watts.

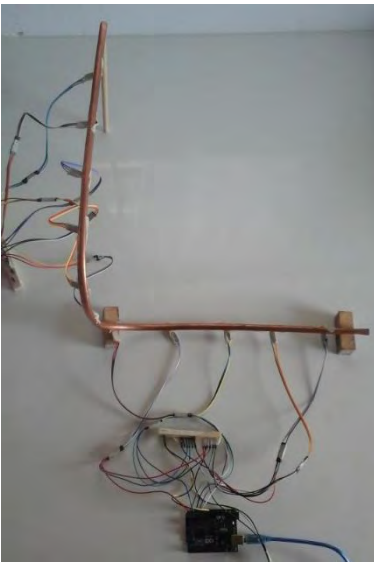


Figura 72. Tubo de calor instrumentado.

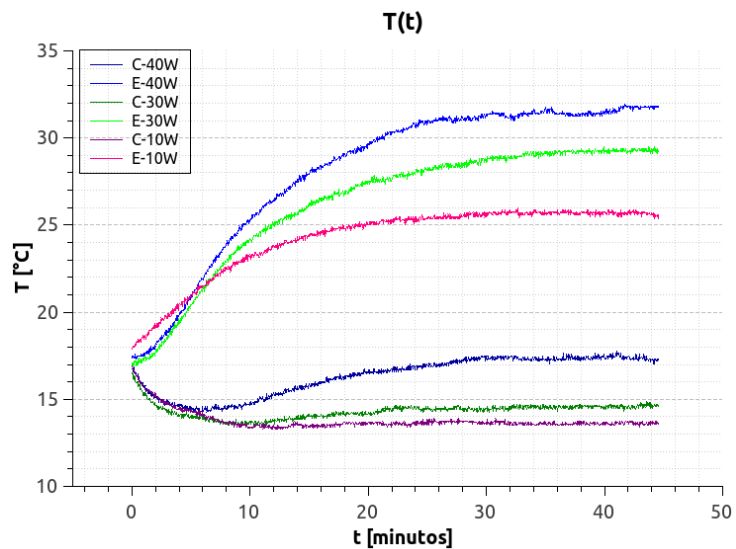


Figura 73. Temperatura como función del tiempo del condensador y evaporador del tubo de calor.

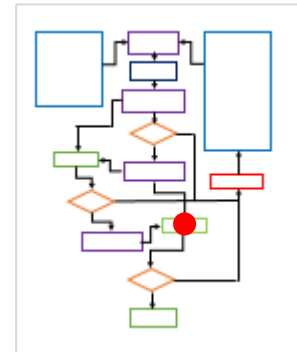
Cada caso (10, 30 y 40 Watts) tuvo una duración de 45 minutos.

Los resultados obtenidos se muestran en la gráfica anterior. En dicha gráfica se usa la letra C y E para denotar el condensador y el evaporador respectivamente.

Para el caso en que el tubo de calor se somete a 10 W de calor la temperatura en el evaporador es de 25.6 °C en estado estable, mientras que el condensador se mantiene a una temperatura de 13.6 °C. Para el caso en que la carga de calos es de 30W el evaporador permanece a 29.1°C y el condensador a 14.5°C. Por último, en el caso de la carga de 40W, el evaporador llega a una temperatura de 31.5°C y el condensador a 17.3°C.

Capítulo 8. Comparación entre los datos experimentales y numéricos

Dado que la experimentación y las simulaciones no se llevaron a cabo en las mismas condiciones no es posible hablar de una validación numérica, sin embargo en la siguiente tabla se presenta una comparación entre las temperaturas máxima y mínima obtenidas en las simulaciones y la temperatura máxima y mínima obtenida experimentalmente para el caso de la carga de calor de 10W.



	Simulación 40°	Error %	Simulación 105°	Error %	Experimental
Tmáx °C	3.5	86.33	12.18	52.42	25.6
Tmín °C	-25.02	283.97	-20.51	250.81	13.6

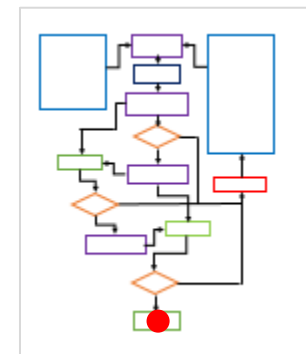
Tabla 25. Comparación entre los datos experimentales y numéricos

Debe considerarse que se está comparando una simulación orbital con un experimento realizado a condiciones de temperatura y presión ambientales, de ahí que el error sea tan grande.

Capítulo 9. Conclusiones y trabajo futuro

9.1. Conclusiones

Con base las simulaciones, los resultados del modelo analítico y los resultados experimentales se concluye que un microsatélite en órbita baja y con la configuración geométrica descrita así como con las mismas propiedades físicas y el sistema de control térmico planteado (radiadores, recubrimientos internos y un tubo de calor), tiene la capacidad de operar correctamente debido a que todos sus componentes electrónicos trabajan dentro de su rango de temperatura



operacional.

De acuerdo con los resultados numéricos el ambiente más propicio para el desarrollo de la misión es el que se obtiene en la órbita con inclinación de 105° y el esquema de control térmico conformado por los dos radiadores, los recubrimientos internos y el tubo de calor en el tercer módulo. Si se comparan los resultados numéricos mostrados en la tabla 21 y 22 se observa que a pesar de que los valores máximos y mínimos de temperatura obtenidos para las tres simulaciones de la órbita con 105° de inclinación son más altos que los obtenidos para la órbita a 40° , es precisamente este incremento en los rangos de temperatura lo que coadyuva a que los componentes electrónicos se encuentren dentro de su rango operacional. En comparación, en el caso 105-C, de los 27 componentes analizados en las simulaciones sólo 2 sobrepasan la temperatura máxima establecida, mientras que 4 alcanzan temperaturas por debajo del límite inferior, mientras que para el caso 40-C 1 componente sobrepasa el límite de temperatura superior y 8 el inferior.

Por otra parte, respecto a la validación de datos numéricos, actualmente no existe algún reporte o publicación sobre datos de temperatura para un microsatélite en órbita baja con un control térmico similar al aquí propuesto, por lo que resulta prácticamente imposible hacer una validación numérica, es por esto que resulta de suma importancia que uno de los siguientes pasos sea realizar experimentación y reporte de los resultados. En cuanto comparación de datos numéricos con los experimentales (tabla 25), no consiste estrictamente en una validación, ya que se está comparando una simulación numérica orbital con un experimento realizado a temperatura ambiente, de allí que el error resulte tan alto.

Respecto al modelo analítico, para realizar una verificación de datos apropiadamente sería necesario desarrollar un modelo que considerara la variación del flujo de calor no sólo debido a el movimiento del satélite dentro de su órbita sino también debido a la traslación de la Tierra respecto al Sol, esto con el fin de generar un modelo que permita calcular el calor incidente en el satélite, y por consiguiente su temperatura, como función de la posición y del tiempo, sin dejar de lado el efecto de las propiedades termo físicas del satélite. Sin embargo, desarrollar dicho modelo requeriría una cantidad considerablemente grande de tiempo, por lo que el modelo aquí propuesto realizó las simplificaciones pertinentes para poder obtener resultados analíticos de la temperatura en el satélite. Si bien la comparación entre datos analíticos y numéricos mostrada en la tablas 21 y 23 arrojan valores de error muy altos (tablas 22 y 24), sirve como una primera aproximación de los rangos de temperatura que se deberían obtener mediante las simulaciones.

Puesto que se está trabajando bajo un sistema de control térmico centralizado (véase figura 3) es recomendable utilizar recubrimientos de pintura negra en el interior del satélite (en

este caso se consideró Chemglaze Z306 [1]), esto con el fin de incrementar la transferencia de calor por radiación entre los componentes internos. Como parte de los resultados numéricos se comprobó que la configuración física de los componentes satelitales, es decir, su posición dentro del satélite, es un factor crucial en lo que se refiere al control térmico, debido a que los valores de temperatura pueden variar considerablemente dependiendo de la posición en la que se encuentren al punto en el que en algunos casos (como se comprobó con el sistema de control y distribución) es suficiente modificar la posición de un elemento para lograr que éste trabaje dentro de su rango de temperatura operacional. Si se planea utilizar un tubo de calor como parte del control térmico es de suma importancia, como se ejemplificó en el apartado 3.2.1, que se verifique la compatibilidad entre el material de la estructura y el fluido de trabajo. El fluido de trabajo debe elegirse de acuerdo con el rango de temperatura en el que se planea que opere el tubo de calor. En cuanto a la posición del evaporador y el condensador, se debe asegurar que el gradiente de temperatura será suficiente para que el tubo de calor trabaje correctamente, el extremo que opera como evaporador debe colocarse en la zona más caliente posible mientras que el condensador en la zona más fría, tomando en cuenta las restricciones geométricas del sistema, por ejemplo interferencia con otros elementos del satélite.

Finalmente, se concluye que este trabajo de tesis cumple con su objetivo ya que mediante el análisis tanto analítico como numérico y experimental se obtiene como resultado que la configuración de control térmico utilizada en la simulación numérica del caso 105-C permite que los componentes del satélite trabajen dentro de su rango operacional.

9.2 Trabajo futuro

Como parte del trabajo que se debe realizar posterior a éste se encuentra la manufactura del tubo de calor utilizando componentes de grado espacial. Por otra parte es necesario realizar las pruebas térmicas requeridas para demostrar que los componentes propuestos cumplen con los requerimientos establecidos en las normas correspondientes, sin embargo para esto se requiere un avance significativo en la construcción del satélite ya que dichas pruebas tendrían que realizarse acoplando varios subsistemas del satélite como el térmico, estructura, comunicaciones y carga útil.

Referencias

- [1] Meseguer, Pérez-Grande, Sanza-Andrés. (2012). Spacecraft thermal control. UK: Woodhead publishing.
- [2] Department of defense United States of America. (1994). Military Standard. Test requirements for launch, upper-stage and space vehicles. USA
- [3] Dafne Gaviria Arcila. (2014). Modelado térmico de un micro-satélite caso quetzal. Tesis de maestría. UNAM
- [4] José Luis Otero Montaudon. (2013). Diseño conceptual del sistema de regulación térmica para un microsatélite. Tesis de licenciatura. UNAM
- [5] Sandra May (2017). What is a Satellite, NASA. Recuperado de:
<http://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-satellite-58.html>
- [6] Brian Weeden. Small Satellite Space Traffic Management. Recuperado de:
http://swfound.org/media/99980/weeden-smallsat_stm.pdf
- [7] V. Baturkin (2003). Elaboration of thermal control systems on heat pipes for microsatellites Magion 4, 5 and BIRD.
- [8] Yunus A. Cengel (2004) Transferencia de calor. México: Mc Graw Hill. Segunda edición.
- [9] Amiko Kauderer (2012). Orbital Elements. Recuperado de :
<http://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/>
- [10] V. Baturkin (2005) Micro-satellites thermal control—concepts and components. Acta Astronautica 56 (2005) 161 – 170.
- [11] Hui Kyung Kim , Cho Young Han (2010). Analytical and numerical approaches of a solar array thermal analysis in a low-earth orbit satellite.
- [12] David G. Gilmore (2002). Spacecraft Thermal Control Handbook, Segunda edición.
- [13] Franz Laura et al. Experience of passive thermal control of long-term near-Earth small satellite mission.
- [14] Narayana , Reddy (2007) Thermal design and performance of HAMSAT.
- [15] Croft, Lilley (1997) Heat transfer calculations using finite difference equations. Applied science Publisher LTD , London.
- [16] Monte Carlo methods . Kalos-Whitlock.
- [17] Rubinstein, Kroese. Simulation and the Monte Carlo Method . Second Edition.
- [18] Yang, Taniguchi, Kudo (1995). Radiative Heat Transfer by the Monte Carlo Method. Volume 27. Academic Press.
- [19] Raffaele Savino,*, Anselmo Cecere, Roberto Di Paola, Yoshiyuki Abeb, Dario Castagnolo, Raimondo Fortezac. Marangoni heatpipe: An experiment on board MIOsat Italian microsatellite.
- [20] Anselmo Cecere. A study on self-rewetting fluids for heat transfer in microgravity.
- [21] Matweb, Aluminum 6061-T6. Recuperado de:
http://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=1b8c06d0ca7c456694c7777d9e10be5b
- [22] Thermal properties of Gallium Arsenide. Recuperado de :
<http://www.ioffe.ru/SVA/NSM/Semicond/GaAs/thermal.html>
- [23] Basic parameters of Gallium Arsenide at 300 K. Recuperado de:
<http://www.ioffe.ru/SVA/NSM/Semicond/GaAs/basic.html>

- [24] The Technology Of Solar Cells (2008). Recuperado de: <http://cubesat.wikidot.com/the-technology-of-solar-cells>
- [25] Zhou et al. Au/Sn Solder Alloy and Its Applications in Electronics Packaging. Recuperado de: http://www.ametek-ecp.com/-/media/ametek-ecp/files/cwtechnicalpapers/coining_english_gold_tin_paper.pdf
- [26] FR-4 .Wikipedia. Recuperado de: <https://en.wikipedia.org/wiki/FR-4>
- [27] High Performance FR-4 for Multi-layered PWB. Recuperado de: <http://www.mgc.co.jp/eng/products/lm/btprint/lineup/fr4.html>
- [28] Matweb, Au-Sn Solder Alloy. Recuperado de: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=c3e81a488d6e4e829014b0b214ed4255>