

Análisis y simulación del comportamiento térmico del sistema integrado, estructura y componentes electrónicos del prototipo del nanosatélite Cubesat

Landeta Pablo¹, Ing. Olmedo Fernando² & Ing. Fernandez Edgardo³

^{1 y 2} Laboratorio de CAD/CAM, Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE, Sangolquí-Ecuador.

³ Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE
Sangolquí-Ecuador.

E-mail: pableins_ecu@hotmail.com.

RESUMEN:

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

Palabras Claves:

CUBESAT; LEO; MECÁNICA ORBITAL; CARGA TÉRMICA; COMPORTAMIENTO TÉRMICO; SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO.

ABSTRACT

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

Keywords:

CUBESAT; LEO; ORBITAL MECHANICS; THERMAL LOAD; THERMAL BEHAVIOR; THERMAL CONTROL SYSTEM.

INTRODUCCIÓN

El Cubesat es un nanosatélite estándar, que es un cubo de 1000 cm^3 , de masa hasta 1,33 kg y funciones totalmente autónomas. El diseño de este tipo de satélites estándar, ofrece la oportunidad para desarrollarlo a tiempo y costo reducido, permitiendo accesibilidad al espacio (Cal Poly CubeSat Grupo, 2014).



Figura 1. Chasis del nanosatélite CubeSat.
Fuente: (PUMPKIN, Inc, 2013).

Iniciado en el año de 1999 por una asociación entre la Universidad Politécnica de California en San Luis Obispo y la Universidad de Stanford, los cuales crearon una plataforma espacial estandarizada que contienen cargas útiles científicas en el entorno académico, y que ha crecido hasta convertirse en una asociación internacional de más de 100 instituciones (Cal Poly CubeSat Group, 2014).

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

Las fases realizadas como parte de la plataforma del proyecto de investigación espacial, para el sistema estructural son: el diseño y construcción del sistema estructural del nanosatélite CubeSat, análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en el prototipo estructural del nanosatélite CubeSat, diseño y construcción de un banco de pruebas de vibraciones para la optimización de nanosatélites.

La siguiente etapa estudia y analiza los fenómenos térmicos que interactúan con el sistema como son: la radiación solar, la radiación infrarroja emitida por la tierra y la radiación de albedo (porcentaje de radiación solar reflejada por la tierra). Dichos fenómenos térmicos provocan problemas en las naves espaciales y que hasta ahora han sido una de las mayores causas de pérdida de misiones espaciales terrestres e interplanetarias. Estos problemas pueden ser, desde fallas por apuntamiento de antenas debido a deformaciones termo-estructurales, falla de mecanismos y del equipamiento electrónico por sobre-enfriamiento y sobrecalentamiento, la pérdida de rendimiento en paneles solares por rotura de los conectores de las celdas solares y rotura de todo tipo de juntas en conectores soldados como resultado de fatiga-térmica. Generalmente estos problemas se producen por el cambio en las propiedades mecánicas del material por sobre-enfriamiento o sobre-calentamiento de la pieza, a efectos de shock térmico por las cargas cíclicas de temperatura (Rimoldi, 2013).

Por consiguiente, el presente proyecto de investigación está orientado al desarrollo de métodos de modelamiento térmico tanto analítico como de simulación por computadora, los cuales permitirán determinar la distribución de temperatura en cada uno de los dispositivos externos e internos de la nave espacial y así, poder controlarlos por medio de un subsistema de control térmico.

METODOLOGÍA Y PROCEDIMIENTO

ANÁLISIS ORBITAL

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

Tabla 1. Elementos orbitales para la misión CubeSat ESPE.

Elementos orbitales	Parámetros para la misión
Por su Excentricidad (e)	Circular (e = 0)
Altitud (a)	400 Km
Angulo de inclinación (i)	80 - 90 ° (respecto al plano ecuatorial)
Velocidad angular (v)	7.66 (km/s)

Fuente: Autor.

Antes de realizar el análisis térmico, se calcularon las fracciones de tiempo de luz solar y sombra (eclipse), a la que se encontraría expuesta la nave espacial. Para esto se determinó el periodo orbital en función de la altitud, como se muestra en la siguiente ecuación:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}}$$

donde

$R_0 = 6378$ [km] = Radio de la tierra

$\mu = 398600$ [km³/s²] = Constante de gravitación universal

$r = R_0 + h$ (altitud de la órbita)

r = distancia entre el centro nave espacial y el centro de la tierra

Al considerar una órbita circular, el sol se encuentra en el plano de la órbita, sus rayos terminales son esencialmente paralelos y tangentes a la tierra, se forma un triángulo rectángulo con el radio de la Tierra como cateto R_0 y la hipotenusa, como la suma del R_0 y la altitud de la órbita h .

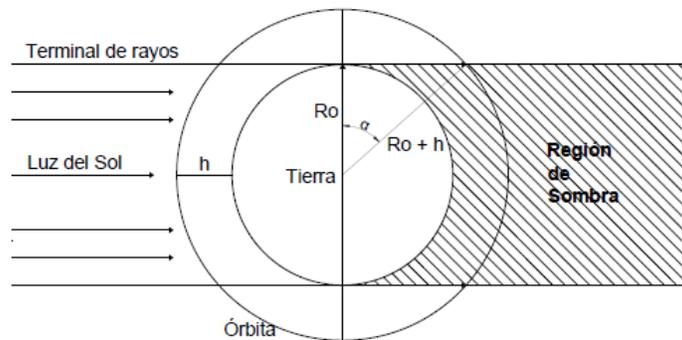


Figura 2. Periodo en la luz del sol (máximo eclipse) para una órbita circular

Fuente: (Pisacane, 2005).

Por lo tanto la fracción de tiempo en la luz del sol y sombra se obtuvo a partir de las siguientes ecuaciones.

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{R_0}{R_0 + h}\right)$$

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

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

donde:

α = Coseno del ángulo entre el radio de la tierra y radio del semieje mayor

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

P_{som} = Fracción de tiempo en la sombra

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

Tabla 2. Periodo orbital, fracción de tiempo de luz solar y sombra a 400 km de altitud.

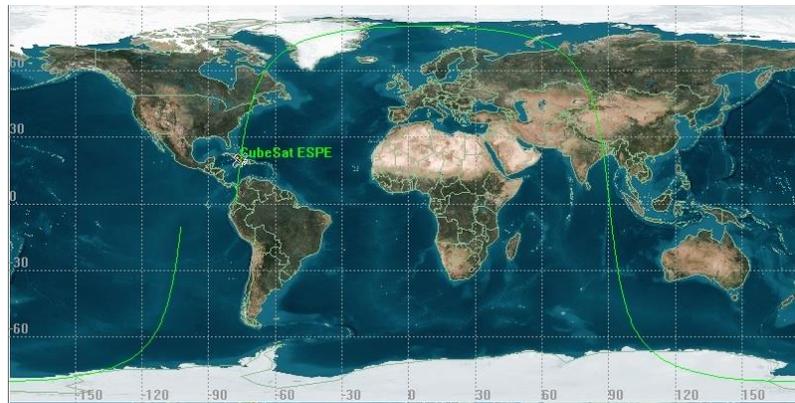
Periodo	Segundos [s]	Minutos [min]	Porcentaje [%]
Luz del Sol	3387	56.45	61
Sombra	2166	36.1	39
Orbital Total P_T	5553	92.55	100

Fuente: Autor.

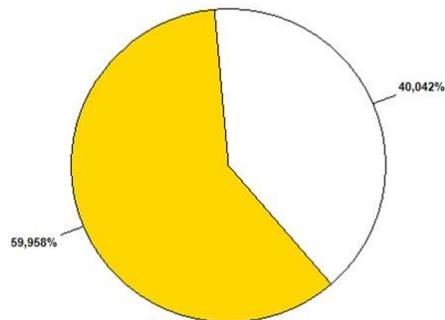
Durante la misión espacial el CubeSat viajará alrededor de 16 revoluciones por día.

Además, para una visualización de la ruta de navegación satelital del Cubesat ESPE en su órbita terrestre, se realizó una simulación en base a los parámetros definidos por la misión espacial con el software STK (Kit de Herramientas de Sistemas), que es un programa computacional basado en el análisis grafico que permite a los ingenieros y científicos desarrollar simulaciones dinámicas complejas de los problemas físicos del mundo real. Originalmente creado para las aplicaciones en el área aeroespacial, defensa e inteligencia militar.

Luego de haber realizado la simulación, se obtuvo un reporte y grafico del tiempo de iluminación solar y sombra para un periodo orbital.



a) **Satellite-CubeSat ESPE: Porcentaje de luz solar**



b) ■ Cumulative Duration: 3237.74(sec) = 60.0% Cumulative Gap: 2162.26(sec) = 40.0%

Figura 3. a) Ruta de navegación satelital del Cubesat ESPE. b) Porcentaje de tiempo de iluminación solar y sombra para un periodo orbital.

Fuente: STK software.

ANÁLISIS TERMICO

El análisis térmico presenta una de las principales fases para el diseño del subsistema de control térmico, donde el objetivo principal es mantener todos los componentes del sistema espacial dentro de sus límites de temperatura para todas las etapas de la misión. Para determinar el comportamiento térmico del nanosatélite, se debe tomar en cuenta las diferentes fuentes de calor que ingresan al sistema, que provienen del sol, la tierra y el calor disipado por los componentes electrónicos.

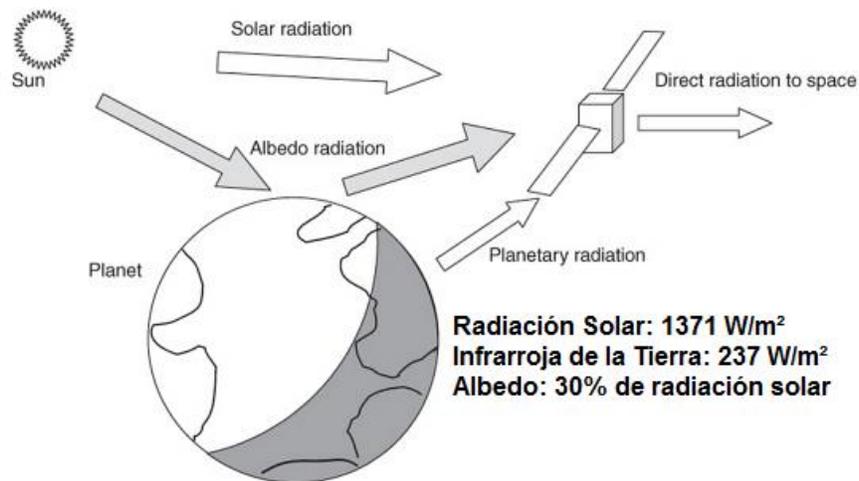


Figura 4. Entorno espacial térmico.

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

La tabla 3 presenta los límites de temperatura de los componentes que conforman los diferentes subsistemas del diseño de nanosatélite, definidos por el proveedor (fabricante).

Tabla 3. Rangos de temperatura de los componentes del CubeSat.

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

Fuente: (Pumpkin, Inc., 2013).

Generación de Calor

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

Tabla 4. Propiedades físicas de los materiales.

Componente	Material	Densidad [kg/m ³]	Conductividad [W/m ^o K]	Calor específico [J/kg ^o K]
Célula solar	GaAs, Ge y GaInP2	5152	53	323
Tarjetas electrónicas	Fibra de vidrio FR-4	1900	0.23	1150
Estructura	Aluminio 6061 T6	2700	167	885
Batería	Litio polímero	2780	85	1730

Fuente: (Biblioteca de Materiales - Ansys Workbench Software).

Tabla 5. Propiedades radiactivas

Componente	Emisividad [ε]	Absortividad [α]
Célula solar	0.85	0.92
Tarjetas electrónicas	0.85	0.92
Estructura	0.84	0.14

Fuente: (GomSpace-Pumki-CubeSatKit)

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

$$\bar{\alpha}_{Al-ps} = 0.2 \alpha_{Al} + 0.8 \alpha_{Cs}$$

$$\bar{\epsilon}_{Al-ps} = 0.2 \epsilon_{Al} + 0.8 \epsilon_{Cs}$$

donde:

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

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

α_{Al} = absorptividad del aluminio 6061-T6

ϵ_{Al} = emisividad del aluminio 6061-T6

α_{Cs} = absorptividad del panel solar

ϵ_{Cs} = emisividad del panel solar

Por lo tanto, la siguiente tabla presenta los valores del promedio de las propiedades termo ópticas superficiales del nanosatélite.

Tabla 6. Promedio de la absorptividad y emisividad de las superficies del Cubesat.

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

Fuente: Autor.

Para determinar la distribución de temperatura del nanosatélite, se realizó un balance de energía, en función de la primera ley de la termodinámica; la cual establece, que: "La energía no se puede crear ni destruir, solo se transforma". Donde la ecuación para el principio de conservación de la energía es:

$$E_{ent} + E_g - E_{sal} = \frac{dE_{alm}}{dt} = E_{alm}$$

donde

- E_{ent} = energía térmica que ingresa
- E_g = energía térmica interna generada
- E_{sal} = energía térmica que sale
- $\frac{dE_{alm}}{dt}$ = variación de la energía térmica interna en función del tiempo

Para el cálculo se analizaron dos tipos de condiciones: de estado estable y transitorio.

Estado Estable

En la condición de estado estable, la energía interna almacenada en el sistema es igual a cero, por lo tanto, la temperatura en cada punto es independiente del tiempo. Para el presente análisis se despreció el calor generado por la nave espacial, como la energía interna generada.

$$E_{ent} - E_{sal} = 0$$

$$E_{ent} - E_{g \rightarrow ps} = E_{sale}$$

Donde la energía térmica que ingresa E_{ent} es igual a la energía total absorbida q_{abs} por el nano-satélite, que es la radiación solar q_{sol} , radiación de albedo q_{alb} y la radiación infrarroja emitida por la tierra q_{t-IR} .

$$E_{ent} = q_{abs} = q_{sol} + q_{t-IR} + q_{alb}$$

donde

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

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

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

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

$$E_{g \rightarrow ps} = \eta G_{solar} A_s$$

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

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

Por lo tanto la ecuación de balance de energía es igual a:

$$G_{sol} \alpha_{Al-ps} + q_{IR} F_{n \rightarrow t} \epsilon_{Al-ps} + G_{sol} a F_{n \rightarrow t} \alpha_{Al-ps} K_a - \eta G_{sol} = \epsilon_{IR} \sigma T_e^4$$

donde

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

K_a = factor de colimación de la energía solar

G_{sol} = constante solar = 1371 [W/m²]

q_{IR} = radiación infraroja de la tierra = 237 [W/m²]

a = albedo = 30 %

α_{Al-ps} = absorptividad solar en cada una de las superficies del nanosatélite

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

A_s = área de la superficie [m²]

σ = constante de stefan boltzmann = 5.67 x 10⁻⁸ [W/m² K⁴]

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

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

η = eficiencia de conversión especificada por el fabricante = 28%

Para determinar el intercambio de radiación entre la superficie de la nave espacial y la tierra, se debe calcular el factor de forma o visión $F_{n \rightarrow t}$. Dicho factor se define como la fracción de la energía radiante que incide directamente en una superficie de recepción (superficie del nanosatélite), con respecto a la energía radiante total que sale de la superficie de envío (Tierra). (Bromw, 2002)

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

donde:

R_0 = radio de la tierra = 6378 km

h = altitud del nanosatélite = 400 km

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

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

La temperatura de equilibrio T_e en la superficie del nanosatélite es igual a

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

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

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

Para el análisis térmico se asumió la temperatura ambiente o del espacio profundo igual al cero absoluto. ($T_{esp} = 0$).

La orientación y posición nanosatélite, estará ubicada de acuerdo al subsistema de determinación y control de actitud. Para la misión, se asumió un subsistema pasivo de control magnético, el cual alinea el nanosatélite a la red local del campo magnético de la Tierra en todos los puntos de la órbita.

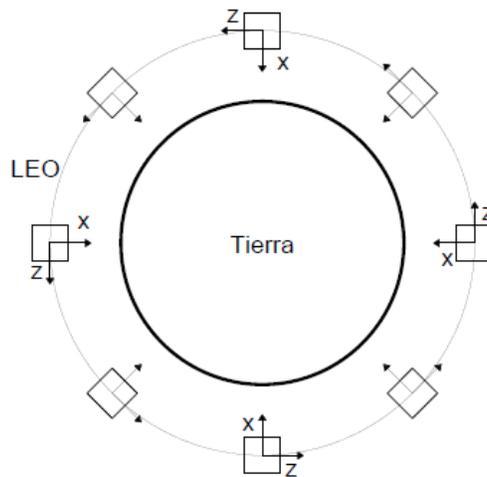


Figura 5. Orientación del Cubesat con un subsistema de control de actitud pasiva.

Fuente: Autor.

Caso Caliente

En el caso caliente se consideraron dos escenarios diferentes, que dependen de los lados que reciben la radiación solar, de albedo e infrarroja generada por la Tierra.

a)



Figura 6. Primer escenario caso caliente

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

b)

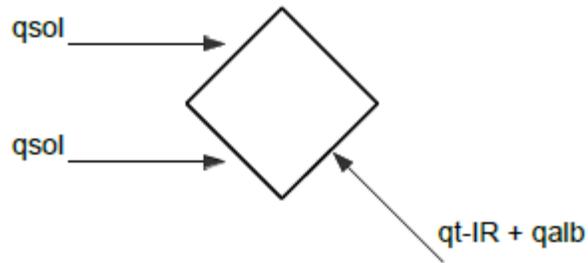


Figura 7. Segundo escenario caso caliente

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

Caso Frio

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

$$T_{e\text{fr}} = \sqrt[4]{\frac{\sqrt{n} q_{IR} F_{n \rightarrow t} \epsilon_{Al-ps}}{\epsilon_{Al-ps} \sigma * 5}}$$

a) Primer escenario:

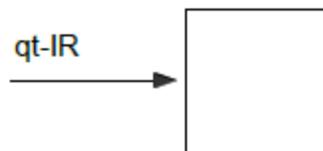


Figura 8. Primer escenario caso frío

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

b)

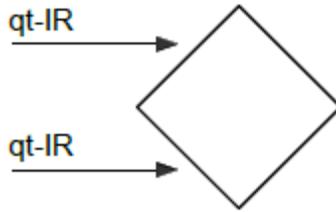


Figura 9. Segundo escenario caso frio

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

Estado Transitorio

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

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

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

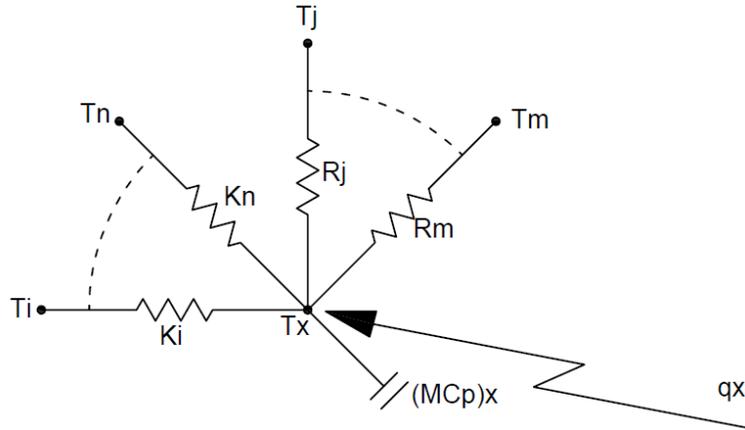


Figura 10. Red térmica generalizada.

Fuente: (Brown, Thermal Control, 2002).

Al derivar la ecuación y despejar la temperatura del nodo en estudio T_x' , se obtiene:

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

donde

K_i = conductor de conductividad

R_j = conductor de radiación

M = masa del nodo

C_p = calor específico del material

qx = carga térmica externa

Δt = intervalo del tiempo

T_i = temperatura inicial

T_j = temperatura ambiente

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

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

La red térmica para el análisis térmico del prototipo la cual representa la sección en corte del lado de la estructura.

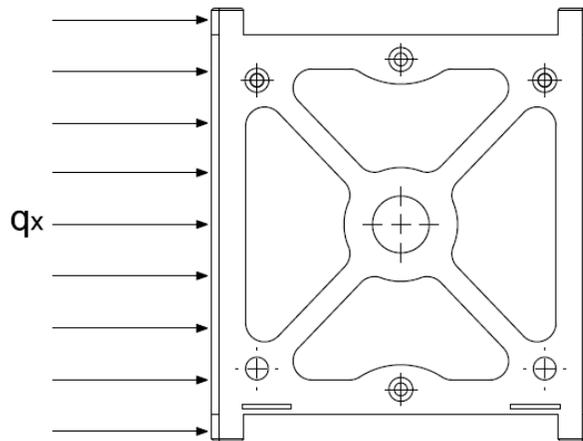


Figura 11. Carga térmica aplicada en la estructura del CubeSat.

Fuente: Autor.

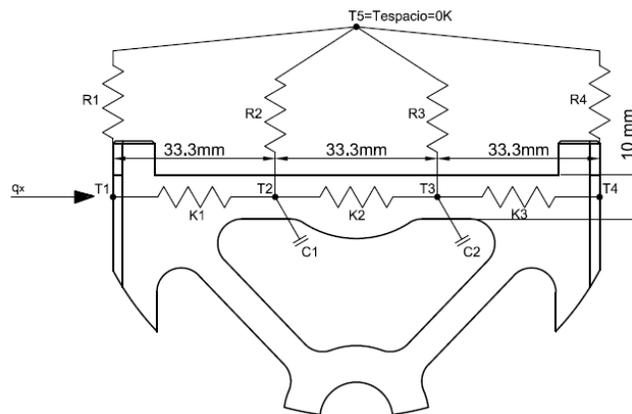


Figura 12. Red térmica de la sección de corte de la cara lateral del CubeSat.

Fuente: Autor.

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

El conductor de conducción es igual a:

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

donde

$k = 167 [\text{W/mK}]$ (Conductividad térmica)
 $A = h * e = 1.6 * 10^{-5} [\text{m}^2]$ (Área del nodo)
 $\Delta x = 0.033 [\text{m}]$ (longitud entre nodos)

El conductor de radiación es igual a:

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

donde:

σ = constante de stefan boltzmann

$A = d * h = 3.3 * 10^{-4} [m^2]$ (Área de la sección)

$\epsilon = 0.84$ (emisividad del aluminio)

$B = \frac{A\epsilon}{1-\epsilon} = 1.732 * 10^{-4} [m]$ (resistencia radiativa superficial)

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

La capacitancia térmica es igual a:

$$C = MC_p = C1 = C2 = 1.262 [W/K]$$

donde:

$C_p = 885 [J/Kg * K]$ (Calor específico del aluminio)

$M = V\rho$ (Masa del nodo)

$\rho = 2700 [Kg/m^3]$ (Densidad del aluminio)

$V = Ae = 5.28 * 10^{-7} [m^3]$ (Volumen del nodo)

La distribución de temperatura se determina para dos condiciones extremas, durante el periodo de luz solar y sombra.

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

Caso Caliente

La distribución de temperatura en la red térmica, la carga de calor qx es igual a la constante solar de $1371 [W/m^2]$, y el periodo de luz del solar como la variación de tiempo Δt o paso del tiempo transcurrido. Para la solución se asume que la temperatura inicial T_1 sea igual a la temperatura máxima en el estado estable, caso caliente, igual $292[^{\circ}K]$.

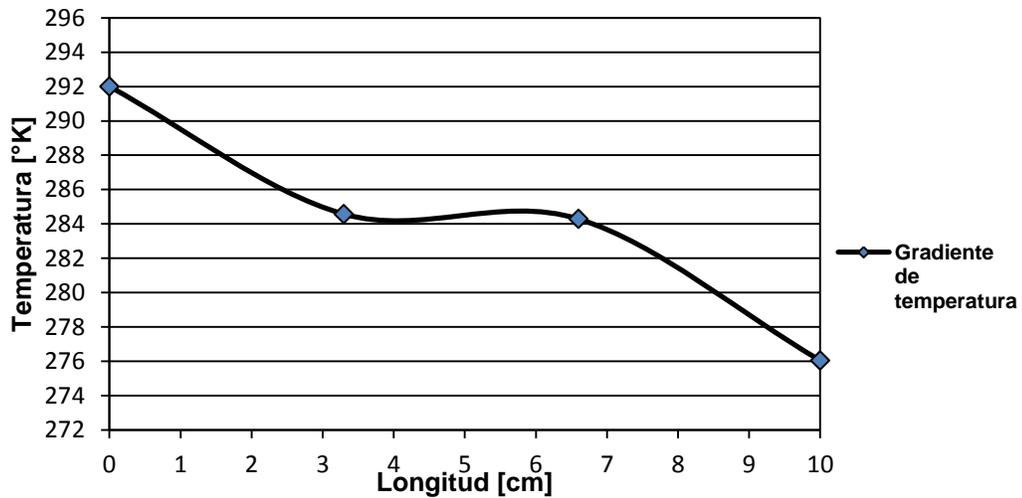


Figura 13. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso caliente.

Fuente: Autor.

Caso Frio

En la sombra la distribución de temperatura en la red térmica, la carga de calor q_x es la radiación infrarroja emitida por la tierra de $237[W/m^2]$, y el periodo de sombra como la variación de tiempo Δt o paso del tiempo transcurrido.

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

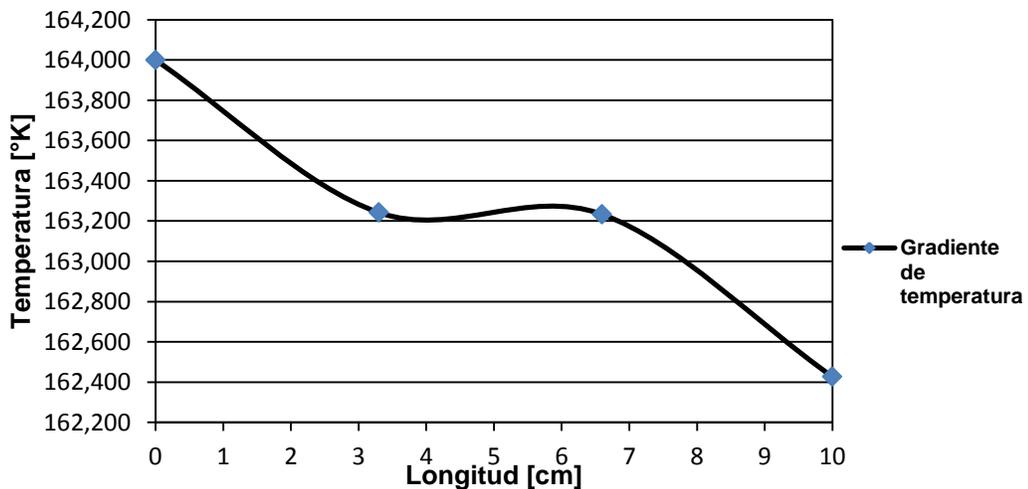


Figura 14. Distribución de temperatura en la cara lateral del CubeSat caso frio.

Fuente: Autor.

MODELAMIENTO Y SIMULACIÓN TÉRMICA

El modelamiento y simulación térmica del CubeSat, fue realizado bajo las condiciones del medio ambiente térmico espacial, a través de la plataforma de simulación ANSYS Workbench.

Para realizar la simulación el modelo del estándar CubeSat fue diseñado a través del software de CAD en 3-D SolidWorks. Este programa, además de crear modelos y conjuntos, maneja compatibilidad y el intercambio de datos estándar.

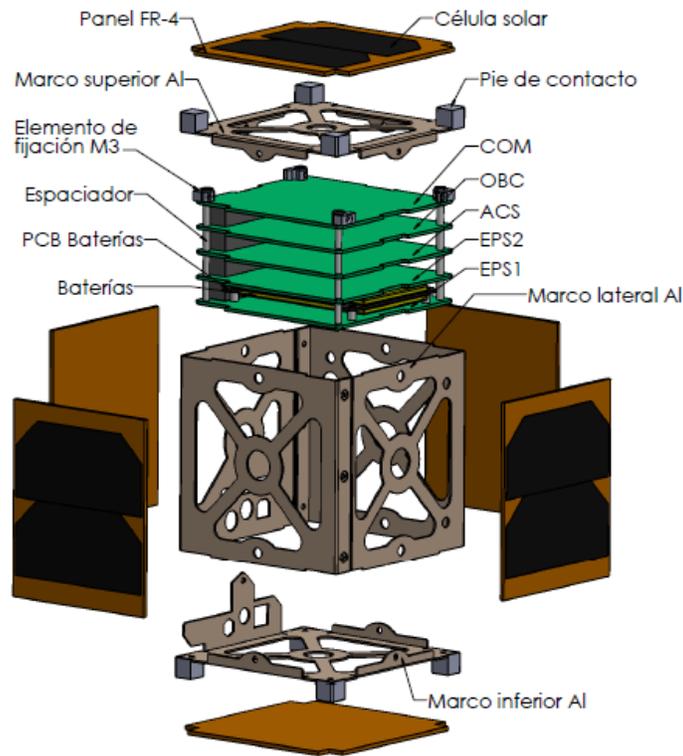


Figura 15. Vista explotada del CubeSat

Fuente: Autor.

Simulación Externa / Estado estable

Para determinar la distribución externa de temperatura, se asignó un nodo a cada uno de los lados del nano-satélite.

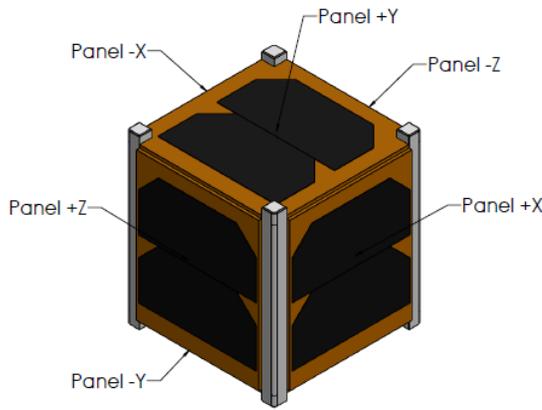


Figura 16. Descripción externa del cubesat.
Fuente: Autor

Tabla 7. Nodos térmicos de la superficie externa del Cubesat

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

Fuente: Autor.

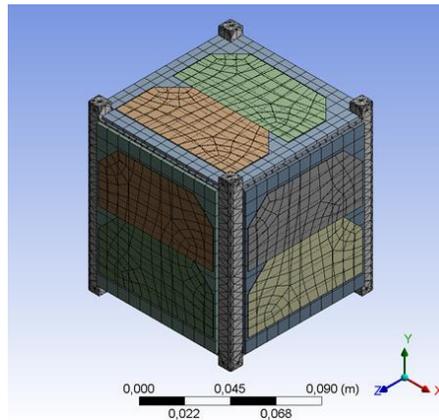


Figura 17. Mallado externo del modelo
Fuente: Autor.

Caso Caliente

En base a los coeficientes de absorción, las cargas térmicas para la célula solar, PCB y la estructura respectivamente, son:

Flujo de radiación solar:

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

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

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

Flujo de radiación IR de la tierra:

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

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

Flujo e radiación de Albedo:

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

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

Para determinar la temperatura de equilibrio se simularon dos escenarios diferentes:

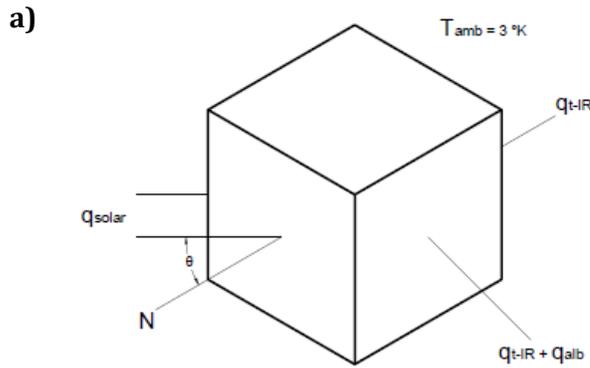


Figura 18. Cargas térmicas aplicadas en el caso caliente de estado estable.
Fuente: Autor.

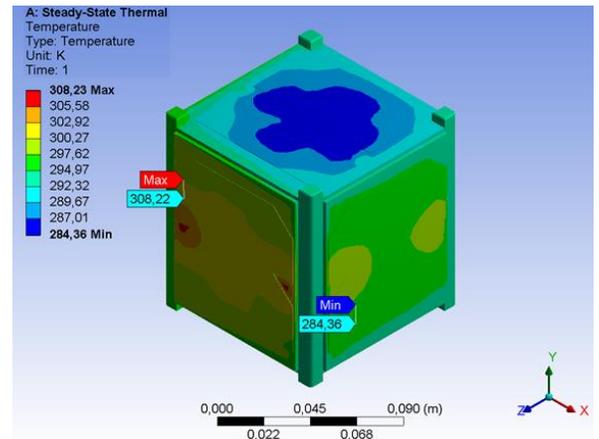


Figura 19. Distribución externa de temperatura en el caso caliente de estado estable.
Fuente: Autor.

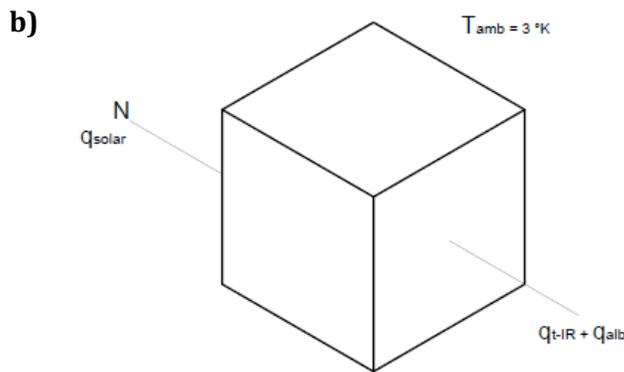


Figura 20. Cargas térmicas aplicadas en el caso caliente de estado estable.
Fuente: Autor.

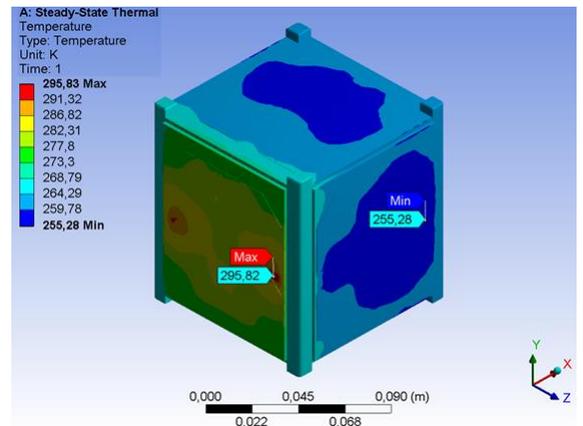


Figura 21. Distribución externa de temperatura en el caso caliente de estado estable.
Fuente: Autor.

Caso Frio

En la condición fría las superficies del prototipo están expuestas únicamente a la carga térmica de la radiación IR generada por la tierra q_{t-IR} . Se consideraron dos escenarios térmicos cuando el satélite se encuentra eclipsado por la tierra.

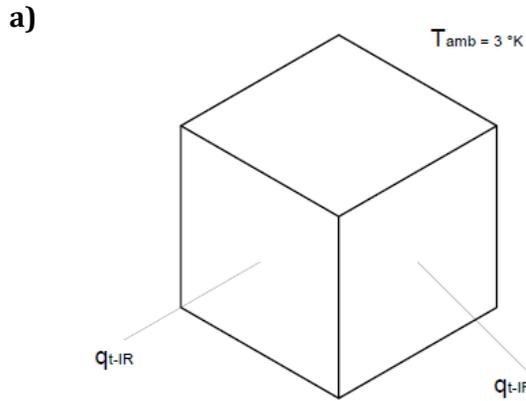


Figura 22. Cargas térmicas aplicadas en el caso frío de estado estable
Fuente: Autor.

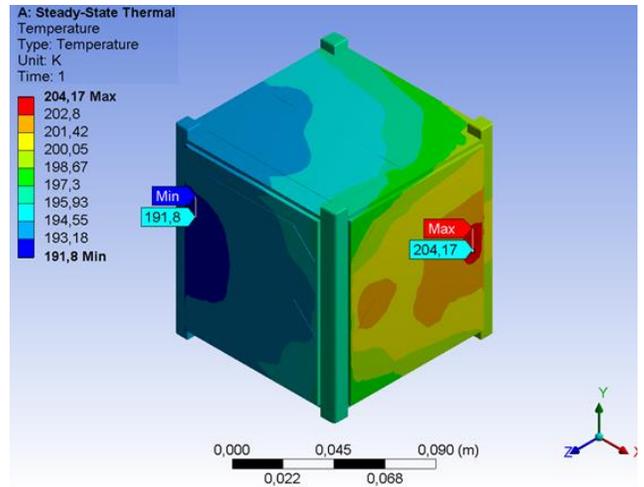


Figura 23. Distribución externa de temperatura en el caso frío de estado estable.
Fuente: Autor.

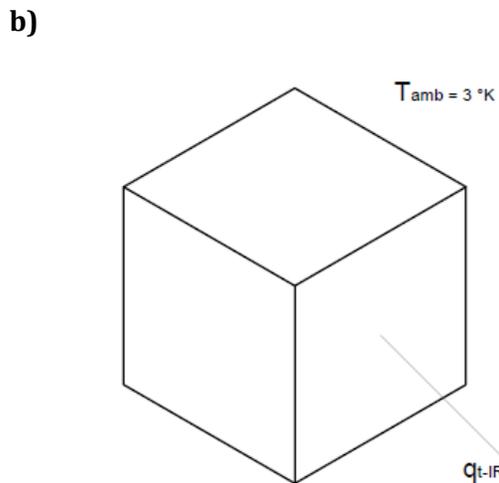


Figura 24. Cargas térmicas aplicadas en el caso frío de estado estable)
Fuente: Autor.

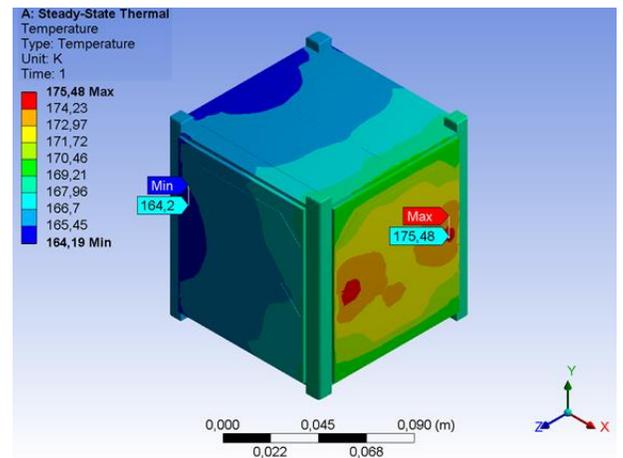


Figura 25. Distribución externa de temperatura en el caso frío de estado estable.
Fuente: Autor.

Simulación Interna / Estado estable

En la parte interna del nano satélite se encuentran las placas de circuito impreso (PCB), las que componen cada uno de los subsistemas. Del mismo modo que la parte externa, se asignaron nodos a cada uno de los subsistemas.

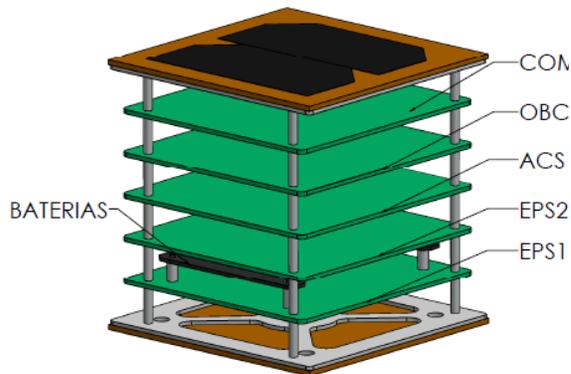


Figura 26. Descripción interna del CubeSat.
Fuente: Autor.

Tabla 8. Nodos térmicos de la parte interna del CubeSat.

Nodo	Descripción
7	COM
8	OBC
9	ACS
10	EPS2
11	Baterías
12	EPS1

Fuente: Autor

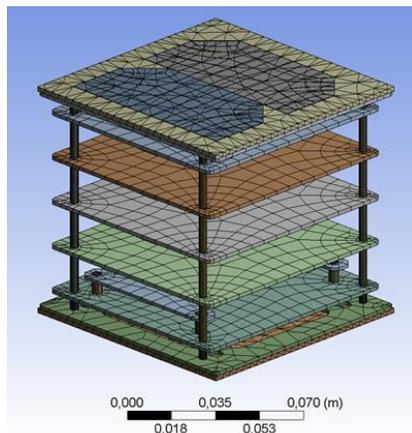


Figura 27. Mallado interno del modelo
Fuente: Autor.

Caso Caliente

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

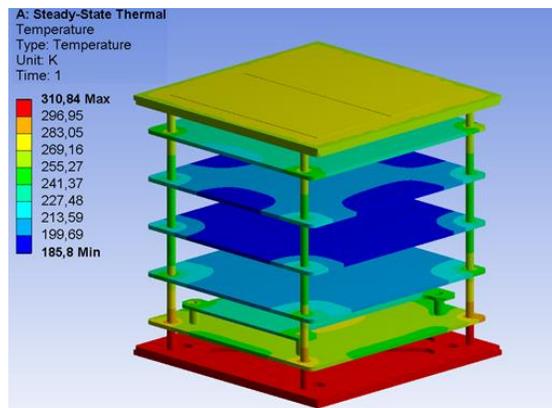


Figura 28. Distribución interna de temperatura en el caso caliente de estado estable.
Fuente: Autor

Caso Frio

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

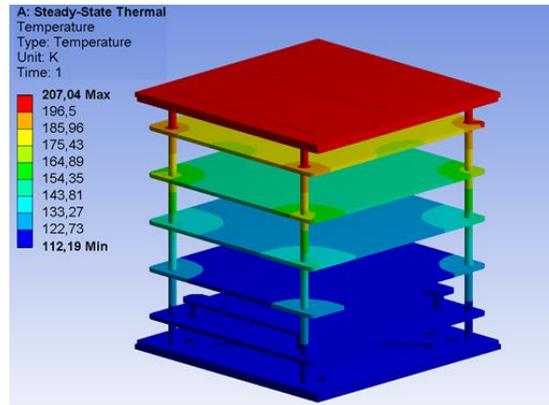


Figura 28. Distribución interna de temperatura en el caso frio de estado estable.
Fuente: Autor

Simulación Externa / Estado transitorio

En el modelo de simulación en estado transitorio las condiciones de borde dependen del tiempo, en donde el almacenamiento de calor se genera luego de cada ciclo orbital, hasta estabilizar su temperatura. La simulación determinó los límites de temperatura externa e interna, para cuatro ciclos orbitales.

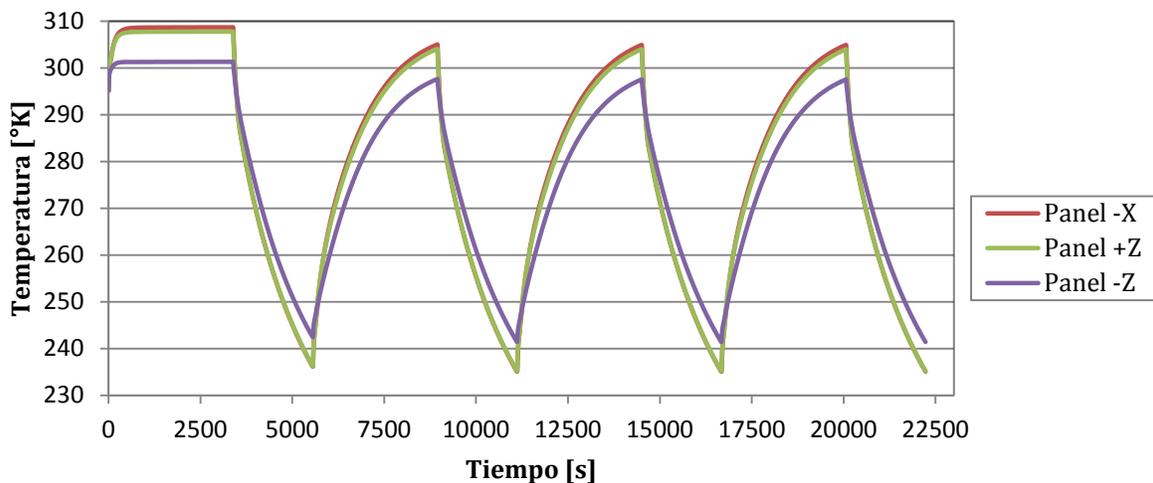


Figura 29. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.

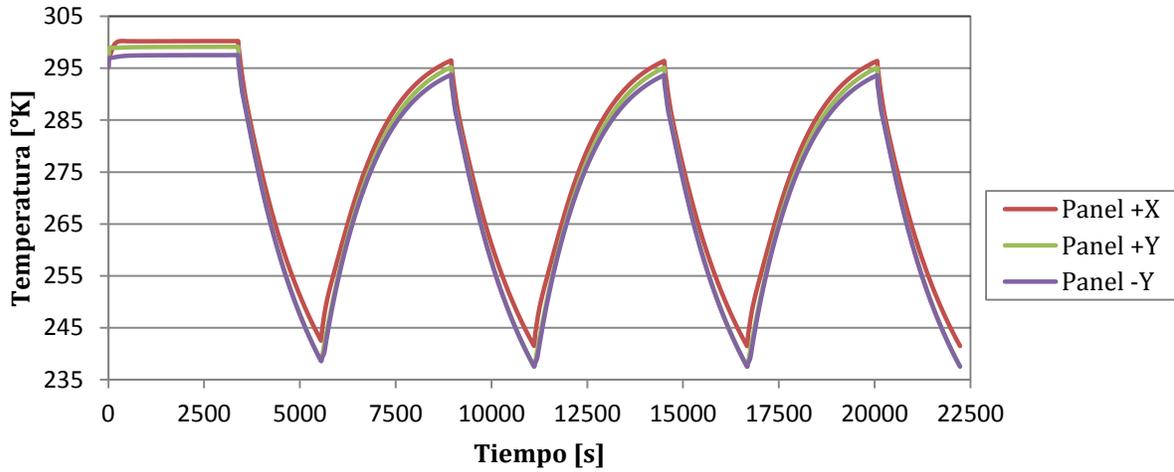


Figura 30. Simulación de temperatura externa durante 4 ciclos orbitales.

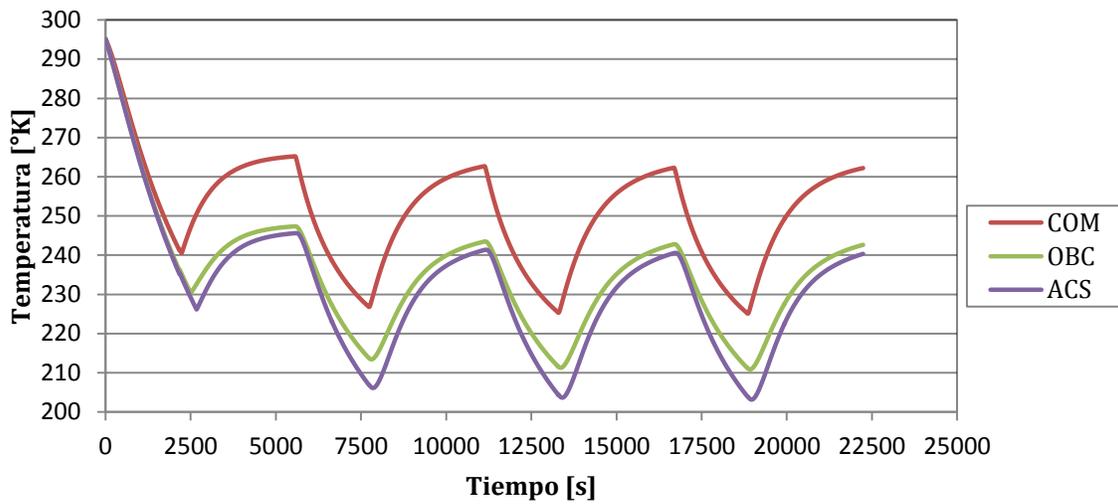


Figura 31. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.

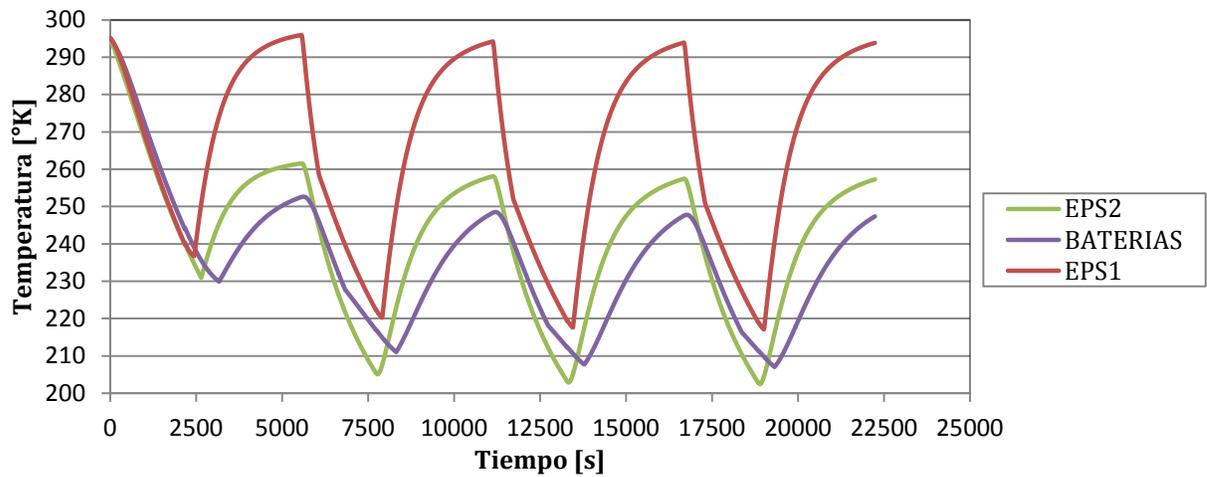


Figura 32. Simulación de temperatura interna durante 4 ciclos orbitales.

SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO

La selección del sistema de control térmico, como parte de la plataforma del diseño del nanosatélite, es mantener a todos los componentes eléctricos y la estructura del Cubesat dentro de los rangos térmicos de operación, especificados por el fabricante. Para el diseño térmico de la nave espacial se presentaron dos tipos de sistemas de control de temperatura: un sistema pasivo y activo (Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook, 2002).

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

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

Aislamiento Térmico

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

Para el control térmico externo, se supuso la utilización de kapton aluminizado opaco, con una relación α/ϵ (absortividad por emisividad) moderada que generará una temperatura adecuada en la superficie externa, donde está expuesta a la radiación UV proveniente del sol.

Tabla 9. Propiedades de los principales materiales de la superficie externa.

Material: Kapton Aluminizado Opaco				
Espesor [cm]	Peso [gm/cm²]	Absortividad α	Emisividad ϵ	Temperatura Max/Min [°C]
0.0013	0.0019	0.41	0.50	
0.025	0.0036	0.44	0.62	
0.0051	0.0071	0.49	0.71	-73/65

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

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

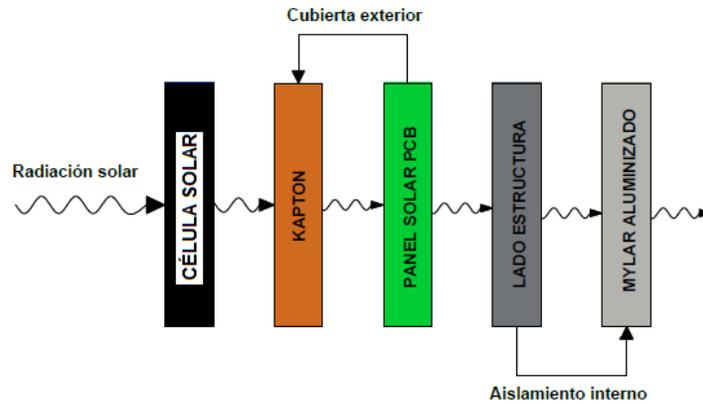


Figura 33. Diagrama del aislamiento térmico.
Fuente: (Gilmore, Chapter 5: Insulation, 2002).

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

Tabla 10. Cargas térmicas de los componentes en base a la absorptividad del material.

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

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

Tabla 11. Temperatura de equilibrio para el sistema de control térmico pasivo externo.

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

Por lo tanto, la simulación presenta los rangos temperatura externa en el estado transitorio para 3 ciclos orbitales, con un aislamiento térmico.

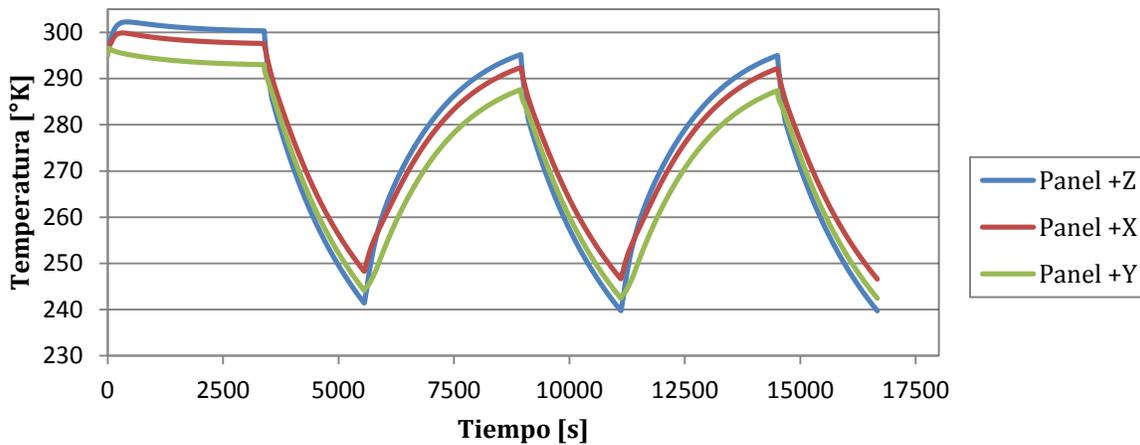


Figura 34. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.

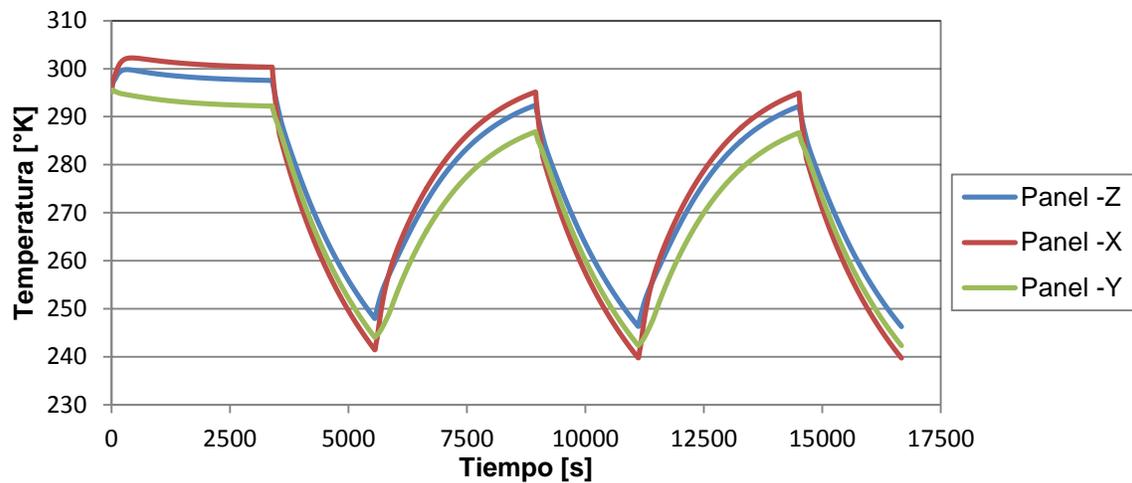


Figura 35. Simulación de temperatura externa con sistema de control térmico pasivo.

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

Tabla 12. Propiedades de los materiales aislantes para las capas internas del CubeSat.

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

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

La simulación presenta los límites de temperatura con aislamiento interno en el estado transitorio para 6 ciclos orbitales, donde la temperatura máxima durante el periodo de luz solar es $T_{\max} = 308.16$ [°K] en la placa electrónica del EPS1 (subsistema uno de energía eléctrica), y la temperatura mínima durante el periodo de sombra es $T_{\min} = 215.14$ [°K] en la placa electrónica del EPS2 (subsistema dos de energía eléctrica).

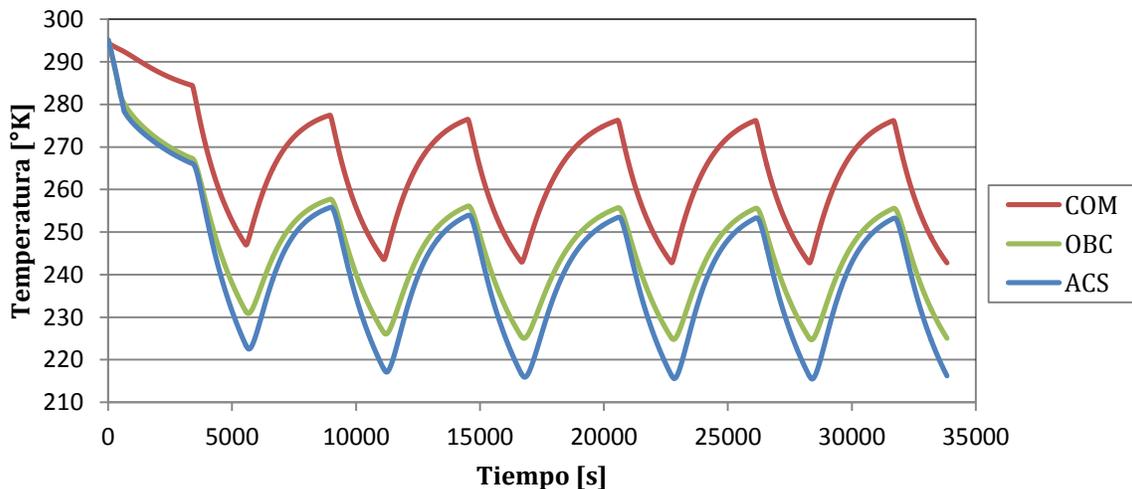


Figura 36. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.

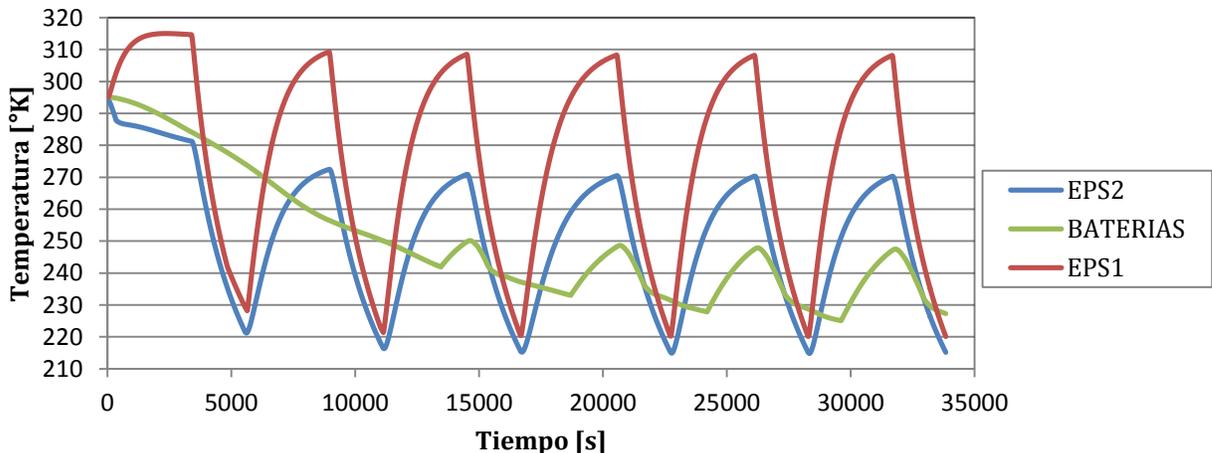


Figura 37. Simulación de temperatura interna con sistema de control térmico pasivo.

Calefactor Eléctrico

Luego de determinar el rango de temperatura de cada uno de los módulos del CubeSat con un sistema de control térmico pasivo, se verificó si es necesario la utilización de un calentador flexible tipo parche¹ (ver figura 66), para poder mantener y controlar la temperatura de los componentes en los límites de operación especificados por el fabricante (Gilmore, Chapter 7: Heaters, 2002).

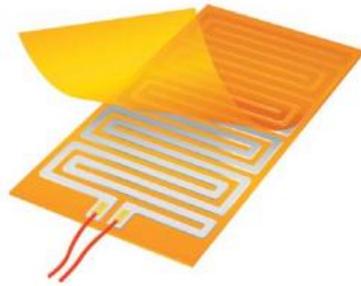


Figura 38. Calefactor flexible tipo parche.

Fuente: MINCO

Por lo tanto, la configuración de los calefactores sobre los componentes que requieren calefacción.

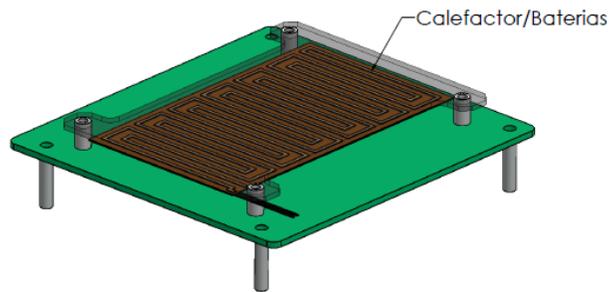


Figura 39. Configuración del sistema de control térmico activo en la batería.

¹ Temperatura controlada bajo la acción de termostatos y sensores térmicos.

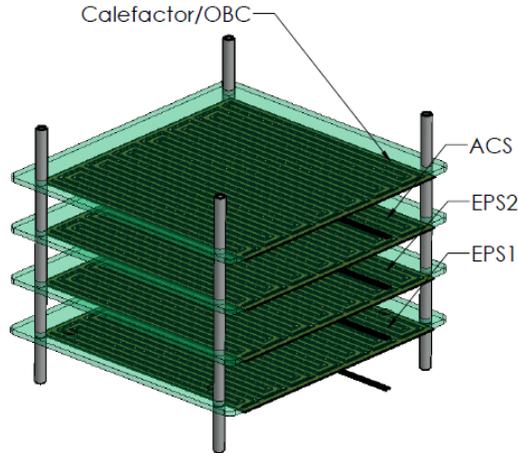


Figura 40. Configuración del sistema de control térmico activo en el módulo OBC, ACS, EPS2 y EPS1.

Para seleccionar el tipo de calefactor estándar en función de su resistencia eléctrica y dimensiones, se presentan las especificaciones técnicas necesarias para los cálculos correspondientes, y así poder determinar la potencia de calentamiento requerida para llevar a la temperatura deseada en un tiempo dado.

Tabla 13. Especificaciones técnicas de los componentes eléctricos del CubeSat.

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

Fuente: (PUMPKIN, Inc, 2013).

En base a la guía de diseño MINCO, se seleccionaron los calefactores eléctricos para mantener los componentes en el rango de temperatura específico, para su correcto funcionamiento.

Tabla 14. Especificaciones técnicas de los calefactores eléctricos.

Model	A efec (cm2)	Max I(A)	Act I (A)	R (ohm)	W	W/cm2	Acrylic PSA W	Pot Max W/cm2
HK5482	63.226	5	0.1	52.1	0.48	78	196	3.1
HK5411	35.355	5	0.1	118	0.12	31	109.6	3.1

Fuente: (MINCO).

La simulación presenta los límites de temperatura interna con un sistema de control térmico activo en el estado transitorio para 6 ciclos orbitales.

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

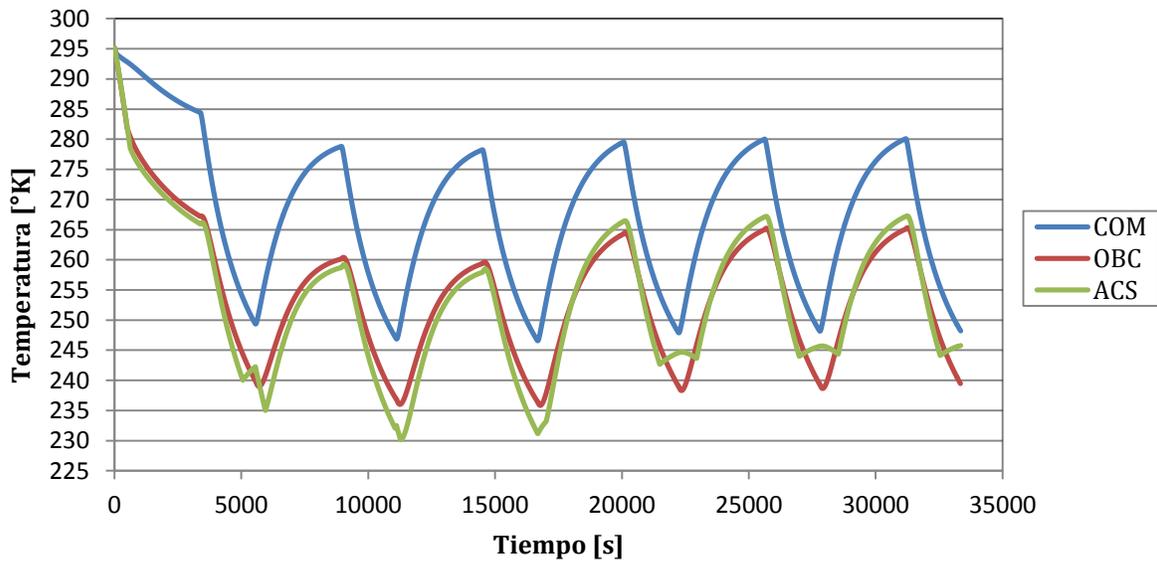


Figura 41. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

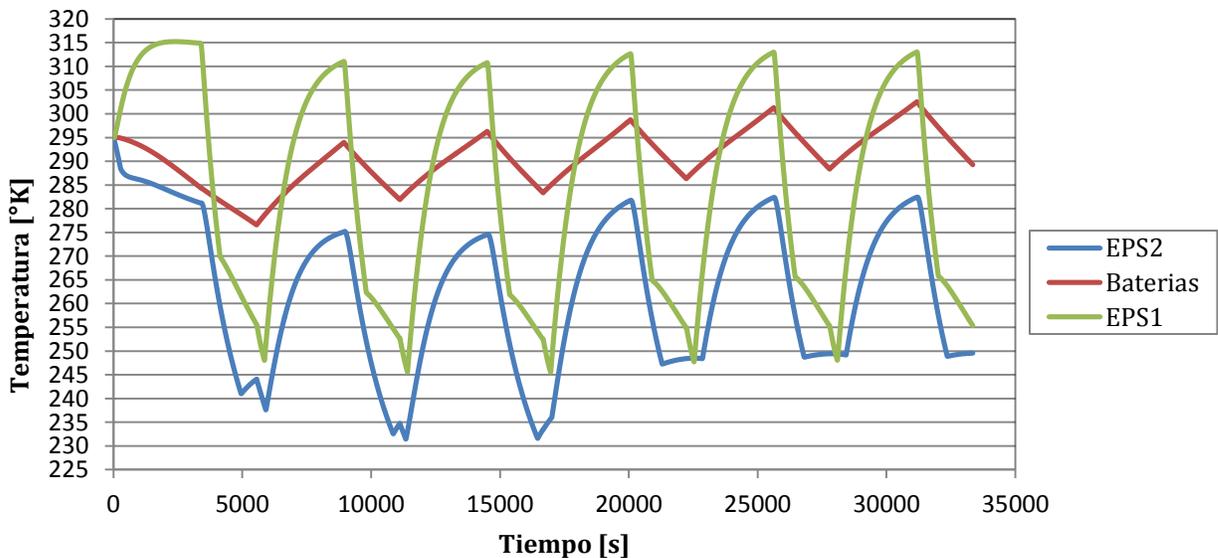


Figura 42. Simulación de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el estado transitorio, los resultados obtenidos determinan el comportamiento de temperatura externa e interna para cuatro ciclos orbitales, sin un sistema de control térmico.

Tabla 15. Resumen de resultados para la simulación en estado transitorio temperatura externa.

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

Tabla 16. Resumen de resultados de la distribución interna de temperatura en el estado transitorio.

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

Las siguientes tablas representan los resultados obtenidos del comportamiento de temperatura externa e interna para cuatro ciclos orbitales, con un sistema de control térmico pasivo y activo.

Tabla 17. Resumen de resultados de la distribución externa de temperatura con sistema de control térmico pasivo.

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

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

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

Tabla 19. Resumen de resultados de la distribución de temperatura interna con un sistema de control térmico activo.

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

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

CONCLUSIONES

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

REFERENCIAS

- Bromw, C. D. (2002). Thermal Control. En C. D. Bromw, Elements of Spacecraft Design (pág. 397). Virginia, EEUU: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc.
- Brown, C. D. (2002). Thermal Control. En Elements of Spacecraft Design (pág. 392). Virginia: AIAA, Inc.
- Cal Poly CubeSat Group. (2014). <http://www.cubesat.org/index.php/about-us>.
- Cal Poly CubeSat Grupo. (2014).
http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf.
- Fernández, M. V. (2011). http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/14693/1/10-11_Marc_Vila_Fern%C3%A1ndez.pdf.
- Fortescue, P. (2003). Thermal Control of Spacecraft. En P. Fortescue, SPACECRAFT SYSTEMS ENGINEERING (págs. 356-361). Chichester (Inglaterra): John Wiley & Sons Inc.
- Incropera, F. P. (2011). Radiación: Procesos y Propiedades. En Fundamentos de Transferencia de Calor y Masa (pág. 810). Jefferson, Tennessee: John Wiley and Sons, Inc.
- Lida, T. (2000). Satélites de Comunicación: Sistema y Tecnología de Diseño. Tokyo: Ohmsha, Ltd.
- Pisacane, V. L. (2005). Space Power Systems. En V. L. Pisacane, Fundamentals of Space Systems (pág. 331). New York: Oxford University Press, Inc.
- PUMPKIN, Inc. (2013). <http://www.cubesatkit.com/>.
- Pumpkin, Inc. (2013). <http://www.cubesatkit.com/content/datasheet.html>.
- Rimoldi, C. (2013). <http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/index.php>.