



Análisis y simulación de transferencia de calor en órbita de un CubeSat usando iOS

Roberto C. Cabriales Gómez*, Luis A. Reyes Osorio*, Carlos E. Chávez Felix*,
Diana Cobos Zaleta*, Patricia C. Zambrano Robledo*

DOI: /https://doi.org/ 10.29105/cienciauanl23.103-2

RESUMEN

La estructura de un CubeSat permite realizar distintas misiones en órbita terrestre baja, siendo de relevancia sus condiciones de operación en la prevención y control de fenómenos térmicos. Dependiendo de su órbita e inclinación, el satélite estará sujeto a diferentes efectos de transferencia de calor. En este trabajo se presenta el desarrollo de un modelo matemático en la evaluación de las condiciones críticas de transferencia de calor en los estados estable y transitorio de un CubeSat. Asimismo, se desarrolló una aplicación en iOS que simula los resultados obtenidos mediante la herramienta SceneKit para producir gráficos 3D.

Palabras clave: CubeSat, radiación, transferencia de calor, iOS, SceneKit.

En las últimas décadas, la industria aeroespacial ha tenido un significativo interés en el desarrollo e investigación de satélites cada vez más pequeños para reducir su peso y costo. El estándar CubeSat fue creado por la Stanford University y por la California Polytechnic State University en 1999, éste especifica que una unidad de 1U estándar es un cubo de 10 cm ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$) con una masa de hasta 1.33 kg (Poghosyan y Golkar, 2017). Un 1U CubeSat podría servir como un satélite independiente o podría combinarse para construir una nave espacial más grande. Por ejemplo, un 3U CubeSat tendrá un factor de forma similar a tres 1U CubeSats combinados. Una de las principales ventajas de esta estandarización es permitir a los fabricantes de vehículos de lanzamiento adoptar un sistema de despliegue común independiente del fabricante CubeSat. Dada la naturaleza exitosa del CubeSat, como las unidades 1U y 3U, se ha creado un estándar para mayores CubeSat (6U, 12U y 27U). Por lo general, los satélites pequeños se clasifican basándose sólo en su masa, sin

ABSTRACT

CubeSat's structure allows to perform space missions in low Earth orbit. Therefore, it is necessary to consider at which conditions it will be exposed, focusing on the prevention and control of thermal phenomena. Depending on its orbit and inclination, the satellite will be exposed to different heat transfer effects. In this research, temperature gradient simulations were performed using a mathematical model in order to obtain the heat transfer critical conditions steady and transient states. An iOS application was then created to simulate the results using the tool SceneKit to produce 3D graphics.

Keywords: CubeSat, radiation, heat transfer; iOS, SceneKit.

embargo, en el caso del estándar CubeSat también se considera el volumen. La figura 1 proporciona una clasificación generalmente aceptada para satélites pequeños junto con una comparación con el estándar CubeSat.

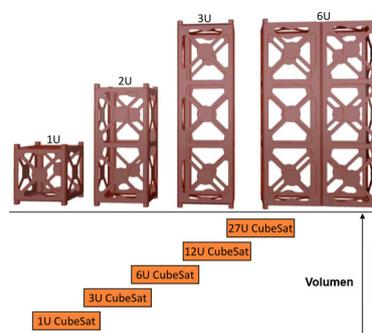


Figura 1. Especificaciones CubeSat. El volumen de 1U equivale a $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ (Poghosyan y Golkar, 2017).

*Universidad Autónoma de Nuevo León.
Contacto: roberto.cabrialesgm@uanl.edu.mx

La composición relativamente simple de un CubeSat permite realizar cualquier misión asignada en órbita terrestre baja, por esta razón, es necesario considerar las diferentes condiciones a las que estará expuesto, prestando atención a la prevención y control de los fenómenos térmicos. En los CubeSat el riesgo radica principalmente en la operación de los componentes electrónicos, así como en las baterías si son expuestas a temperaturas extremas, sobre todo por radiación solar, por la radiación reflejada de la superficie de la Tierra (conocida como albedo), así como la radiación infrarroja emitida por la Tierra.

El albedo es la fracción de la luz solar reflejada desde cualquier planeta al espacio, aumenta con la latitud, varía con la inclinación de la órbita y depende tanto de la superficie local como de las propiedades atmosféricas (Wen y Mudawar, 2004). El factor de albedo promedio y la intensidad de la radiación solar por planeta se muestran en la tabla I.

Tabla I. Factor de albedo promedio e intensidad de radiación solar de tres planetas (Wertz y Larson, 2010).

Planeta	Intensidad de radiación solar (% de 1 UA)	Factor de albedo promedio
Venus	191	0.8
Tierra	100	0.31-0.39
Marte	43.1	0.29

La actividad solar varía diariamente, y es la variación entre máximos y mínimos solares la que a menudo dicta el diseño del satélite. Los CubeSats están diseñados para permanecer en órbita por un corto periodo de tiempo y por lo tanto el promedio de flujo solar durante un lapso prolongado es suficiente para el análisis de radiación.

La transferencia de calor por radiación ocurre en forma de ondas electromagnéticas que pueden viajar por el vacío, la ley de Stefan-Boltzmann se utiliza para obtener la razón máxima de la radiación de un cuerpo negro que se puede emitir desde una superficie a una temperatura.

$$\dot{q}_{rad} = \sigma A T^4 \quad (1)$$

donde la constante de Stefan-Boltzmann es $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K}^4)$, A es el superficie de emisión y T la temperatura absoluta.

Existen dos propiedades importantes relativas a la radiación sobre una superficie. La primera es la emisividad ε que es la relación entre la radiación emitida por la superficie real y la emitida por un cuerpo negro. La segunda es la absorptividad α , que es la fracción de la energía de radiación incidente absorbida por la superficie. Así, la radiación térmica emitida por una superficie real puede ser obtenida cómo:

$$\dot{q}_{rad} = \varepsilon \sigma A T^4 \quad (2)$$

La radiación térmica absorbida por una superficie real se obtiene:

$$\dot{q}_{rad} = \alpha \sigma A T^4 = \alpha G \quad (3)$$

Donde G se le conoce como irradiación; otro parámetro usado es el factor de forma F que representa la razón del flujo neto entre sus superficies debido a su inclinación, en el caso de un CubeSat alrededor de la Tierra, debido a sus diferencias de tamaño, el factor de forma se aproxima a 1. De igual manera, entre el Sol y el satélite, debido a su distancia, también se aproxima a 1 por lo que no será necesario considerarlo en el modelo 1 (Incropera *et al.*, 2007; Duffie y Beckman, 2006).

En el caso de la irradiancia solar, ésta se ha obtenido experimentalmente a partir de satélites patrocinados por agencias espaciales, principalmente la NASA. Siendo uno de los más conocidos el Experimento Solar de Radiación y Clima (SORCE), que se lanzó el 25 de enero de 2003 y ha recibido mediciones precisas de radiación solar; para este trabajo se usaron los datos del instrumento abordo llamado TIM (Total Irradiance Monitor). La nave espacial SORCE fue lanzada en una órbita de 645 km y 40 grados y es operada por el Laboratorio de Física Atmosférica y Espacial en Colorado, EE. UU.

La absorción del Sol al satélite puede ser calculada como el producto de la absorptividad solar α_s , el área expuesta del satélite e irradiación solar G_s . La absorción del CubeSat por el albedo puede ser calculada con la irradiación solar G_s multiplicada por el factor del albedo f_a . La irradiación infrarroja emitida por la superficie de la Tierra puede ser calculada con base en la energía solar incidente I_T sobre el área transversal de la Tierra considerando un radio R :

$$I_T = G_s \times \pi R^2 \quad (4)$$

Esta radiación se extiende sobre la superficie esférica de la Tierra, por lo que la energía emitida por unidad de superficie puede ser calculada (Cisneros, *et al.*, 2017) como:

$$E_T = \frac{I_T}{4\pi R^2} = G_s/4 \quad (5)$$

Los parámetros previamente mencionados se deberán considerar en el desarrollo del modelo térmico. La simulación se realizó a través de Swift, un lenguaje de programación multiparadigma creado por Apple para el desarrollo de aplicaciones para iOS y macOS. Swift es un lenguaje de desarrollo rápido de propósito general, usa el compilador LLVM incluido en Xcode que es el entorno de desarrollo para macOS. En 2015 este lenguaje pasó a código abierto (Apple Inc., 2018). Este lenguaje es derivado de C con conceptos de programación similares a lenguajes de scripting como Ruby o Phython (Swift, 2016).

La visualización gráfica se elaboró usando SceneKit, un conjunto de librerías y códigos que permite trabajar de acuerdo con una metodología que proporciona los recursos requeridos en una escena 3D, este conjunto maneja automáticamente el código necesario para un renderizado de OpenGL (Open Graphics Library) (Apple Inc., 2018), es decir, la especificación multilinguaje y multiplataforma para escribir aplicaciones que generan gráficos 2D y 3D.

CONTRIBUCIÓN

En este trabajo se utilizaron modelos de transferencia de calor por radiación en estado estable y transitorio para elaborar una aplicación móvil en iOS que simule las condiciones térmicas críticas de la órbita de un CubeSat utilizando herramientas tecnológicas que sean accesibles y fáciles de entender para todo público. Los resultados obtenidos fueron comparados con datos experimentales presentados en la bibliografía y la aplicación ha sido publicada en la appstore como aplicación gratuita con el nombre de CubeSat en la liga:

<https://itunes.apple.com/us/app/cubesat/id1358767556?l=es&ls=1&mt=8>

MODELO MATEMÁTICO

En condiciones estacionarias sobre el CubeSat se tiene la siguiente relación:

$$\sum \dot{q}_{entran} = \sum \dot{q}_{salen} \quad (6)$$

$$\dot{q}_{s_sat} + \dot{q}_{alb_sat} + \dot{q}_{ir_t_sat} + \dot{q}_{esp_sat} = \dot{q}_{sat_t} + \dot{q}_{sat_esp}$$

Donde las energías de radiación involucradas son:

La absorción de sol a satélite:

$$\dot{q}_{s_sat} = \alpha_s A_{s_sat} G_s \quad (7)$$

La absorción de albedo a satélite:

$$\dot{q}_{alb_sat} = \alpha_s A_{alb_sat} f_A G_s \quad (8)$$

La absorción de infrarrojo emitido por la Tierra al satélite:

$$\dot{q}_{ir_t_sat} = \alpha_{ir} A_{t_sat} E_T \quad (9)$$

La absorción del espacio al satélite:

$$\dot{q}_{esp_sat} = \alpha_{ir} A_{esp_sat} \sigma T_{esp}^4 \quad (10)$$

La emisión del satélite a la Tierra:

$$\dot{q}_{sat_t} = \varepsilon_{ir} A_{sat_t} \sigma T_{sat}^4 \quad (11)$$

La emisión del satélite al espacio:

$$\dot{q}_{sat_esp} = \varepsilon_{ir} A_{sat_esp} \sigma T_{sat}^4 \quad (12)$$

Donde α_s es la absorptividad solar (adimensional), α_{ir} la absorptividad por radiación ir de la Tierra (adimensional), ε_{ir} la emisividad por radiación ir de la Tierra (adimensional), G_s la irradiancia solar (W/m^2), f_A el factor de albedo (adimensional), E_T la energía ir emitida por la Tierra (W/m^2), T_{esp} la temperatura del espacio (K), A_{s_sat} el área expuesta del satélite hacia el Sol (m^2), A_{alb_sat} el área expuesta del satélite por el albedo (m^2), $A_{t_sat} = A_{sat_t}$ el área expuesta del satélite hacia la Tierra (m^2) y $A_{esp_sat} = A_{esp_sat}$ el área expuesta del satélite hacia el espacio (m^2).

De la ley de Kirchhoff de la radiación térmica se tiene la siguiente igualdad:

$$\varepsilon_{ir} \approx \alpha_{ir} \quad (13)$$

Considerando condiciones extremas donde una cara A del CubeSat se encuentra de forma perpendicular al Sol, otra cara se encuentra enfocada hacia la Tierra y las demás se encuentran dirigidas al espacio, podemos escribir:

$$\alpha_s A G_s + \alpha_s A f_A G_s + \alpha_{ir} A E_T + \alpha_{ir} 4A \sigma T_{esp}^4 = \alpha_{ir} A \sigma T_{sat}^4 + \alpha_{ir} 4A \sigma T_{sat}^4 \quad (14)$$

$$\alpha_s A G_s (1 + f_A) + \alpha_{ir} A E_T + \alpha_{ir} 4A \sigma T_{esp}^4 = \alpha_{ir} 5A \sigma T_{sat}^4$$

Dividiendo los dos lados de la igualdad entre A :

$$\alpha_s G_s (1 + f_A) + \alpha_{ir} (E_T + 4\sigma T_{esp}^4) = \alpha_{ir} 5\sigma T_{sat}^4 \quad (15)$$

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s G_s (1 + f_A) + \alpha_{ir} (E_T + 4\sigma T_{esp}^4)}{\alpha_{ir} 5\sigma}} = T_{satEst}$$

Las condiciones en el estado transitorio en el CubeSat pueden ser representadas por:

$$\sum \dot{q}_{entran} - \sum \dot{q}_{salen} = d\dot{U} \quad (16)$$

$$\alpha_s A G_s (1 + f_A) + \alpha_{ir} A E_T + \alpha_{ir} 4A \sigma T_{esp}^4 - \alpha_{ir} 5A \sigma T_{satTrans}^4 = mCp \frac{dT}{dt}$$

Donde $T_{satTrans}$ es la temperatura del satélite en el tiempo, $T_{satEst} = T_{sat}$ la temperatura del satélite en estado estable, siendo el límite para el estado transitorio; Cp es el calor específico del satélite ($J/(kg K)$) y m la masa del satélite (kg).

Además de las ecuaciones de estado estable se conoce que:

$$\alpha_{ir} 5A \sigma T_{satEst}^4 = \alpha_s A G_s (1 + f_A) + \alpha_{ir} A E_T + \alpha_{ir} 4A \sigma T_{esp}^4 \quad (17)$$

$$\alpha_{ir}5A\sigma T_{satEst}^4 - \alpha_{ir}5A\sigma T_{satTrans}^4 = mCp \frac{dT}{dt} \quad (18)$$

$$\alpha_{ir}5A\sigma(T_{satEst}^4 - T_{satTrans}^4) = mCp \frac{dT}{dt}$$

$$mCp = \sum_i m_i C_{p_i} = C_T \text{ de } i \text{ componentes} \quad (19)$$

$$\frac{\alpha_{ir}5A\sigma}{C_T} dt = \frac{dT}{(T_{satEst}^4 - T_{satTrans}^4)} \quad (20)$$

$$\frac{\alpha_{ir}5A\sigma}{C_T} \int_{t=0}^t dt = \int_{T_0}^T \frac{dT}{(T_{satEst}^4 - T^4)}$$

La ecuación (19) en notación simple puede ser extendida a los diferentes materiales que presenta el satélite en la superficie, siendo C_T el calor específico total considerando distintos materiales, en este trabajo i tiene el valor de dos componentes: aluminio y la celda solar. Además, descomponiendo en fracciones parciales e integrando:

$$\frac{\alpha_{ir}5A\sigma}{C_T} t = \frac{1}{4 T_{satEst}^3} \left\{ \ln \left| \frac{T_{satEst} + T}{T_{satEst} - T} \right| - \ln \left| \frac{T_{satEst} + T_0}{T_{satEst} - T_0} \right| + 2 \left[\tan^{-1} \left(\frac{T}{T_{satEst}} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{T_0}{T_{satEst}} \right) \right] \right\} \quad (21)$$

En esta expresión T no se puede evaluar directamente; siendo T el cambio de temperatura con respecto al tiempo t , su valor puede ser encontrado iterativamente debido a que la expresión del lado izquierdo de la igualdad está compuesta por cuatro constantes y el tiempo como única variable, mientras la expresión del lado derecho presenta dos constantes T_0 y T_{satEst} , donde T_0 es la temperatura inicial obtenida de los datos experimentales del CubeSat CP3 (Friedel y McKibbon, 2011) y T_{satEst} se obtiene de (15). La variable T de la expresión del lado derecho se puede calcular para un determinado valor de t desarrollando iteraciones en el valor de T hasta encontrar el valor que satisfaga la igualdad. Mediante el desarrollo de un algoritmo se puede variar el valor de t desde un tiempo cero hasta un tiempo definido, dependiendo del tiempo que completa media órbita para el lado iluminado o lado oscuro según sea el caso. En esta ecuación, T_{satEst} representa el valor límite que podría alcanzar T , presentando un valor diferente para el lado iluminado en comparación al lado oscuro debido a la ausencia del término G_s en este último caso.

RESULTADOS

Para la validación del modelo se utilizaron datos experimentales recopilados del CubeSat CP3 (1U) lanzado en 2007 con una órbita de inclinación de 97.3 grados y un periodo de 99.14 minutos (Friedel y McKibbon, 2011). En el CubeSat CP3, 42% del área está cubierta con paneles solares con una emisividad $\varepsilon = 0.825$, absorptividad $\alpha = 0.805$ y $cp_{celda} = 1600 \text{ J/(kg K)}$, el resto de la superficie puede considerarse 58% de aluminio 7075 con $\varepsilon=0.045$, $\alpha=0.25$, $cp_{7075}=960 \text{ J/(kg K)}$, además, considerando que el estándar

CubeSat recomienda que la estructura de aluminio no debe pesar más de 30% de la masa total, 0.3 kg de aluminio, 0.03 kg de celda solar y una temperatura del espacio de 2.7 K (Poghosyan y Golkar, 2017; Wertz y Larson, 2005). La energía emitida por la Tierra también debe corregirse debido al albedo de (5).

Para un $f_A=35\%$, que puede variar con el ángulo beta, y con base en el modelo matemático, se obtuvieron dos temperaturas del estado estable según la irradiancia solar, una para el lado iluminado ($G_s=1355.827 \text{ W/m}^2$) y otra para el lado oscuro ($G_s=0 \text{ W/m}^2$), con estas temperaturas se realizaron los cálculos del estado transitorio con condiciones iniciales de 245 K (Friedel y McKibbon, 2011), obteniendo la variación de temperatura sobre su órbita. Los resultados del algoritmo para la órbita se muestran en la figura 2, la línea negra representa los valores del modelo y la línea azul los valores experimentales del CP3, es importante observar que el traslape presente en los valores mínimos es de esperarse debido a que como temperatura inicial del modelo se está utilizando la misma temperatura inicial del satélite CP3. Se puede resaltar que ésta se ajusta correctamente al comportamiento observado.

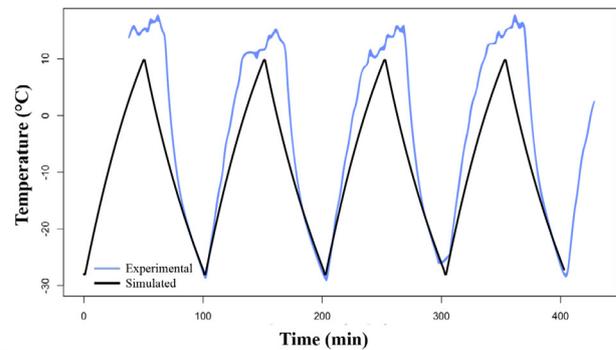


Figura 2. Ciclo de temperatura para una órbita utilizando la aplicación desarrollada y comparativa con temperaturas experimentales (Friedel y McKibbon, 2011).

La simulación y la visualización que se realizó mediante SceneKit se muestra en la figura 3.

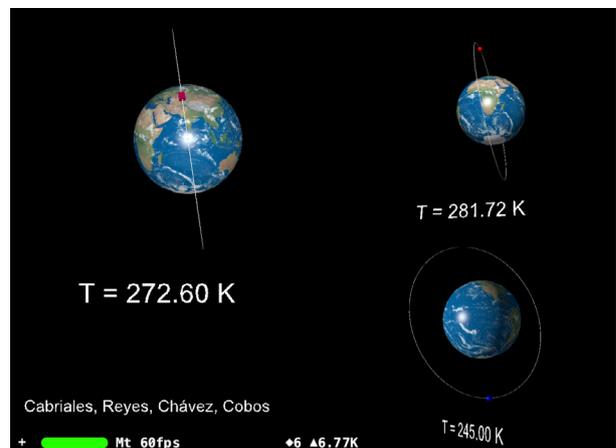


Figura 3. Temperatura para un punto orbital específico obtenida con la aplicación CubeSat.

CONCLUSIONES

Se desarrolló una aplicación que proporciona un marco para comprender los efectos térmicos en un CubeSat accesible tanto para investigadores como para estudiantes, la aplicación que se desarrolló proporciona distribuciones de temperatura y capacidades de modelado. Esta herramienta muestra la evolución temporal del perfil de temperatura del CubeSat. La aplicación está diseñada como una herramienta eficiente para el análisis térmico de nanosatélites, la cual complementará a las ya existentes herramientas de investigación.

REFERENCIAS

- Apple Inc. (2018). <https://swift.org>
- Apple Inc. (2018). <https://developer.apple.com/documentation/scenekit>
- Chang-Da, W., y Mudawar, I. (2004). Emissivity characteristics of roughened aluminum alloy surfaces and assessment of multispectral radiation thermometry (MRT) emissivity models. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 47:3591-3605.
- Cisneros, J.C., Martínez, N.S., Mendoza, U.A., *et al.* (2017). *Analysis of the temperature of a IU CubeSat due to radiation in space*, Advances in Structural Engineering and Mechanics, Seoul, Korea.
- Duffie, J.A., y Beckman, W.A. (2006). *Solar Engineering of Thermal Processes*. Wiley and Sons, Hoboken, New Jersey, third edition.
- Friedel, J., y McKibbin, S. (2011). *Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite, Senior Project*, California Polytechnic State University, Aerospace Engineering Department.
- Incropera, F., DeWitt, D., Bergman, T., *et al.* (2007). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*: 6th Edition. John Wiley & Sons Inc. USA
- Lattner, C. (2016). *Swift: Opportunities for Language and Compiler Research* IBM PL Day 2016, Yorktown Heights, NY.
- Poghosyan, A., y Golkar, A. (2017). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions, Progress in Aerospace Sciences. *Skolkovo Institute of Science and Technology*. 88:59-83.
- Wertz, J., y Larson J., W. (2010). *Space Mission Analysis and Design*. Space Technology Library. California, USA.