

## EL PAPEL DE LA ENEGIA SOLAR EN EL CONTROL TÉRMICO DEL NANOSATÉLITE “CHASQUI 1”

**Rolando Wilder Adriano Peña**-rolando\_adriano@hotmail.com

**Fernando Huamán Pérez**- fhuaman@uni.edu.pe

Universidad Nacional de Ingeniería del Perú, Centro de Tecnologías de Información y Comunicaciones

**Resumen.** En el presente trabajo se desarrolla un análisis térmico en estado estacionario de un satélite de forma cúbica, de 10 cm. de arista, también se realiza una selección del acabado superficial mas apropiado a efectuar sobre la superficie exterior del satélite, a fin de que los componentes de dicho satélite trabajen dentro del rango de sus temperaturas de operación, finalmente se mostrarán los resultados obtenidos, mediante un software de simulación de elementos finitos.

**Palabras-Clave:** Energía solar, satélite, Superficie selectiva, Control térmico.

### 1. INTRODUCCIÓN

El papel de la energía solar marcó su inicio en la era satelital en 1958, cuando fue utilizada como fuente auxiliar de energía, del satélite estadounidense Vanguard I, la cual le permitió a dicho satélite seguir transmitiendo durante siete años mientras que las baterías químicas se agotaron en solo 20 días. Desde el final de los años 60 la energía solar se ha consolidado como fuente para el suministro energético de los satélites, gracias al desarrollo y fiabilidad de los sistemas fotovoltaicos.

No solo la energía fotovoltaica, sino que en estos últimos años donde se está realizando una investigación sobre el uso de pequeños satélites como alternativa a los satélites gigantes y costosos se ha visto la necesidad de utilizar la energía térmica que incide sobre el satélite para realizar un control térmico pasivo así permitir el ahorro de energía eléctrica.

En este marco es en el cual el proyecto “Nanosatélite Chasqui 1” diseña un control térmico pasivo para aprovechar la energía térmica disponible para mantener la temperatura de los componentes del Nanosatélite dentro del rango de operación de cada uno de ellos.

### 2. FUENTES DE RADIACION

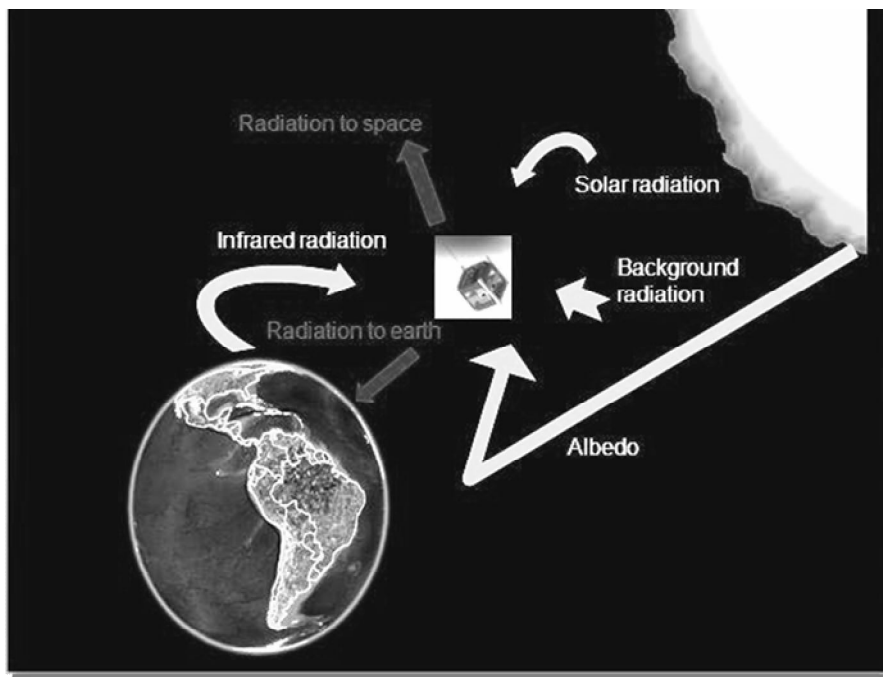


Figura 1-Fuentes de radiación térmica que interactúan con el nanosatélite Chasqui 1.

Las fuentes de radiación térmica que interaccionan con el Nanosatélite son 4:

- ✓ La luz del sol es la fuente más grande de calor incidente sobre la nave espacial. La radiación emitida del sol es constante dentro de una fracción del 1% . Sin embargo, debido a la órbita elíptica de la tierra, la intensidad de la luz del sol que alcanza la tierra varía aproximadamente en  $\pm 3.5\%$  dependiendo de la distancia de la tierra al sol. En el invierno (hemisferio sur) la intensidad está en un mínimo de  $1327\text{W/m}^2$  y en un máximo de  $1471\text{W/m}^2$  en el verano (hemisferio sur).
- ✓ La luz del sol que se refleja en un planeta o en su atmósfera se conoce como albedo. El albedo de la tierra se expresa generalmente como porcentaje de la luz del sol incidente que se refleja al espacio y es altamente variable. Como una primera aproximación uno puede asumir un valor cerca al 34%; sin embargo, la reflectividad es generalmente mayor sobre los continentes en comparación con regiones oceánicas y generalmente se incrementa con la disminución de ángulos de elevación solares locales de las regiones y se incrementa con el aumento de cobertura de las nubes.
- ✓ La tierra no sólo refleja la luz del sol, ella también emite la radiación de onda larga del IR. La tierra, alcanza equilibrio termal balanceando la energía recibida (absorbido) del sol con la energía remitida como radiación del IR de longitud de onda larga al espacio. Este equilibrio se mantiene bastante bien sobre una base media anual global. Como una primera aproximación uno puede utilizar un valor alrededor de unos  $237 \pm 21\text{W/m}^2$  emitido de de la superficie de la tierra.
- ✓ En las altitudes de los satélites el fondo del cielo es negro. Radiación (gamma, X, ultravioleta, visible, infrarrojo y de radio) de espacio profundo representa solo una pequeña cantidad de energía. La temperatura que rodea el satélite en espacio es  $2.7\text{K}$  y la presión alrededor está muy cerca al vacío.

### 3. ANALISIS TERMICO

Para el análisis térmico se considera que la órbita del satélite “Chasqui 1” es una órbita circular ubicada a 650 Km de la corteza terrestre.

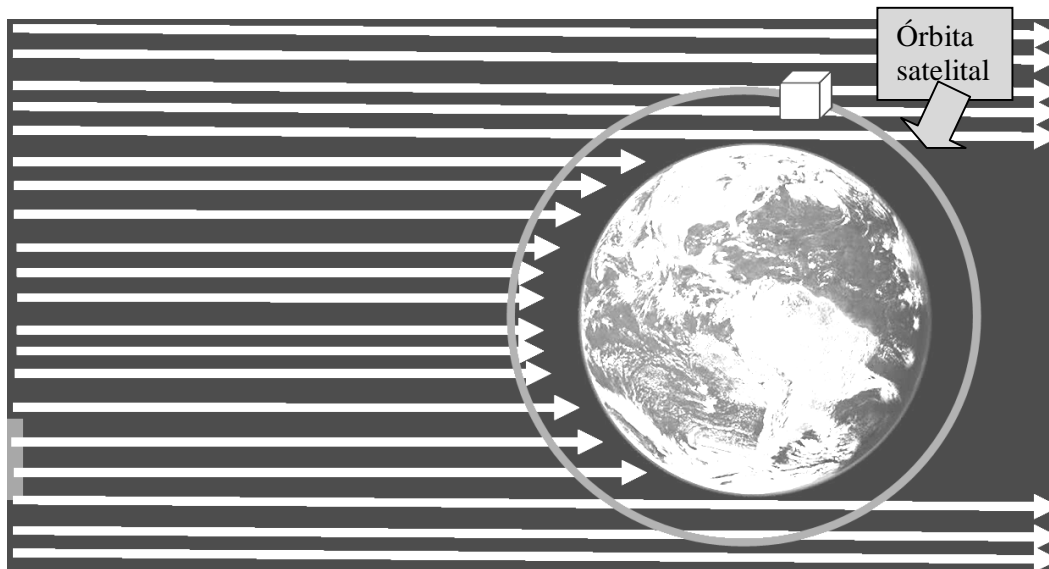


Figura 2-Diagrama en el cual se muestra la órbita del satélite en cada una de sus fases, sol y elipse.

Como podemos observar en la Figura 3.1 la órbita del satélite esta constituida por dos fases: la fase sol, es aquella donde el satélite recibe la radiación solar es también la fase más larga; la fase eclipse es aquella fase de la orbita donde la tierra se interpone entre el sol y el satélite por ello en esta fase el satélite no recibe radiación proveniente del sol.

#### 3.1 Calculo de los coeficientes de Absortancia y Emitancia de la superficie del satélite

La superficie del satélite está constituida por dos materiales:

Tabla 1. Porcentaje de cada uno de los dos componentes de la superficie del Chasqui1

Material	Porcentaje
Aluminio(Al)	39.6%
celda solar(SC)	60.4%

Entonces el valor de  $\alpha$  es un valor promedio de ambos materiales dado por la siguiente fórmula:

$$\alpha = 0.396 \cdot \alpha_{Al} + 0.604 \cdot \alpha_{SC}$$

Si reemplazamos los siguientes valores de emisividad y adsortividad.

Tabla 2. emisividad y absortividad del aluminio y de las celdas solares

	Al 6061-T6	Celdas solares
Emisividad térmica	0.08	0.85
Absortividad solar	0.379	0.91

Como  $\alpha_\lambda = \varepsilon_\lambda$  (por la identidad de kirchhoff):

$$\begin{aligned} \varepsilon_S &= \alpha_S = 0.6997 \\ \therefore \varepsilon_{IR} &= \alpha_{IR} = 0.5451 \end{aligned}$$

Donde:

$\alpha_{IR}$  : Coeficiente de absorbanca en el espectro infrarrojo.

$\alpha_S$  : Coeficiente de absorbanca en el espectro solar.

$\varepsilon_{IR}$  : Coeficiente de emitancia en el espectro infrarrojo.

$\varepsilon_S$  : Coeficiente de emitancia en el espectro solar.

### 3.2 Calculo en Estado Estacionario

En condiciones estacionarias la temperatura de cada punto del cuerpo se mantiene constante en el tiempo y se cumple que el flujo de calor que entra al cuerpo es igual que el flujo que sale

$$\sum \dot{q}_{entran} = \sum \dot{q}_{salen} \quad (1)$$

Entonces

$$\dot{q}_{S \rightarrow SAT} + \dot{q}_{A \rightarrow SAT} + \dot{q}_{T \rightarrow SAT} + \dot{q}_{E \rightarrow SAT} = \dot{q}_{SAT \rightarrow T} + \dot{q}_{SAT \rightarrow E} \quad (2)$$

Donde:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{S \rightarrow SAT} &= \alpha_S A p I_S && : \text{Flujo de radiación proveniente del sol} \\ \dot{q}_{A \rightarrow SAT} &= \alpha_S A p \cdot r I_S && : \text{Flujo de radiación proveniente del albedo} \\ \dot{q}_{T \rightarrow SAT} &= \alpha_{IR} A p I_T && : \text{Flujo de radiación IR proveniente de la tierra hacia el satélite} \\ \dot{q}_{E \rightarrow SAT} &= \alpha_{IR} 5 A p \sigma \cdot T_E^4 && : \text{Flujo de radiación IR proveniente del espacio hacia el satélite} \\ \dot{q}_{SAT \rightarrow T} &= \alpha_{IR} A p \sigma \cdot T_{SAT}^4 && : \text{Flujo de radiación IR que sale del satélite hacia la tierra} \\ \dot{q}_{SAT \rightarrow E} &= \alpha_{IR} 5 A p \sigma \cdot T_{SAT}^4 && : \text{Flujo de radiación IR que sale del satélite hacia el espacio.} \end{aligned}$$

De donde se puede despejar la temperatura de equilibrio del satélite en la fase sol.

$$T_{SAT} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_S I_S + \alpha_S r \cdot I_S + \alpha_{IR} I_T + \alpha_{IR} 5 \sigma \cdot T_E^4}{6 \alpha_{IR} \sigma}} \quad (3)$$

Además se tiene:

- $A_p = 0.01 \text{ m}^2$  : área de la cara del satélite proyectada hacia la tierra o al sol.
- $I_s = 1378 \left( \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right)$  : Potencia radiactiva proveniente del sol que incide sobre el satélite.
- $I_T = 260 \left( \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right)$  : Potencia radiactiva proveniente del tierra que incide sobre el satélite.
- $T_E = 3 \text{ ( K )}$  : Temperatura del espacio.
- $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \left( \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \text{ K}^4} \right)$  : Constante de Stefan-Boltzmann
- $r = 0.34$  : Factor Albedo

Reemplazando en (3) se tiene:

$$T_{SAT} = 287 \text{ K} = 14 \text{ C}$$

#### 4. DISEÑO DEL CONTROL TERMICO

El primer análisis térmico sobre el satélite nos muestra que tendremos problemas con las temperaturas bajas en la fase eclipse, por lo cual la idea para mantener la temperatura dentro del rango de operación de los componentes del Chasqui 1, es capturar y almacenar la mayor cantidad de energía térmica en la fase sol para usarla en la fase eclipse.

En fase eclipse  $I_s = 0$  entonces reemplazado en (3)

$$T_{SAT} = \sqrt[4]{\frac{I_T + 5\sigma \cdot T_E^4}{6\sigma}} \quad (4)$$

Observamos que para la fase eclipse la temperatura estacionaria no depende de la emitancia ni absorptancia de la superficie del Nanosatélite.

Por otro lado la superficie del Nanosatélite Chasqui 1 está conformada por doce celdas fotovoltaicas, montadas en una estructura cúbica de arista igual a diez centímetros dos por cada lado, como se muestra en la Fig 3.

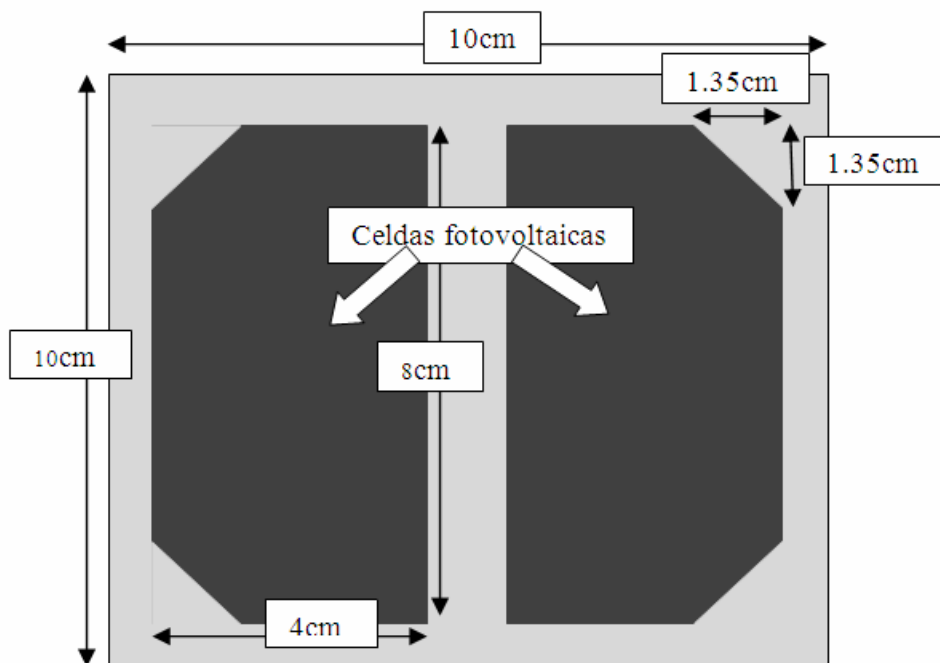


Figura 3-Se muestra una de las caras del satélite con dimensiones reales de las celdas fotovoltaicas y de la estructura.

#### 4.1 Captura de energía

Como la superficie exterior del Nanosatélite Chasqui 1 está compuesta por dos materiales; solo disponemos de un 39.6% de la superficie del satélite para cambiar sus propiedades ópticas (emisividad,adsortividad) con el propósito de aumentar la cantidad de energía capturada por el satélite.

Para lo cual se le realiza un análisis del acabado superficial mas adecuado para dicho propósito.

Tabla 3. Análisis de la superficie selectiva mas adecuada para la superficie del Chasqui 1.

	para el aluminio		para una cara del chasqui		T(fase sol)	T(fase eclipse)
	$A_s$	$E^B$	$\alpha_s$	$\epsilon^b$		
Aluminio						
Pulido	0,09	0,03	0,59	0,53	287,23	166,27
Anodinado	0,14	0,84	0,61	0,85	261,27	166,27
Recubierto de cuarzo	0,11	0,37	0,59	0,66	273,76	166,27
Hoja	0,15	0,05	0,61	0,53	289,37	166,27
Pinturas						
Negro(Parsons)	0,98	0,98	0,94	0,9	283,21	166,27
Blanco acrílico	0,26	0,9	0,65	0,87	263,48	166,27
Blanco oxido de cinc	0,16	0,93	0,61	0,88	259,39	166,27
Sulfuro negro	0,92	0,1	0,91	0,55	314,19	166,27
oxido de cobalto negro	0,93	0,3	0,92	0,63	305,32	166,27
oxido de niquel negro	0,92	0,08	0,91	0,55	314,19	166,27
Cromo negro	0,87	0,09	0,89	0,55	312,59	166,27

Como el rango de operación de la mayoría de los componentes del Nanosatélite está entre -40 y 80 °C, interesa que el Chasqui 1 tenga una superficie selectiva, la filas subrayadas de color mostaza serian recomendables.

## 5. RESULTADOS EN SIMULACION

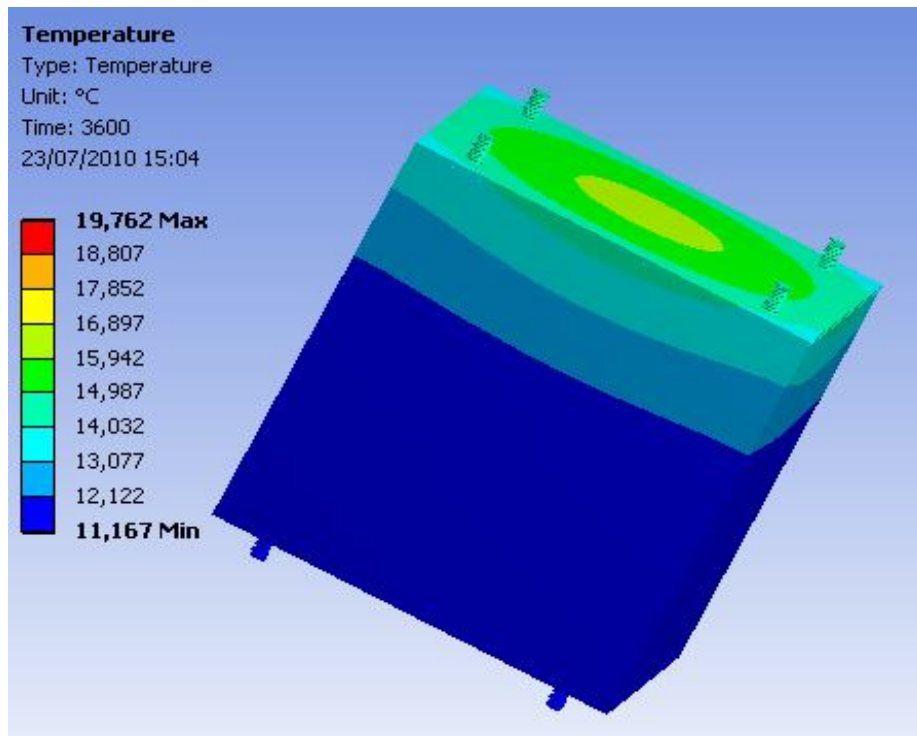


Figura 4-Temperatura superficial del satellite sin ninguna clase de control

La Fig. 4 muestra que las temperaturas en el satélite oscilan entre 11 y 19 °C la cual se aproxima a la temperatura estacionaria en fase sol que para el mismo caso fue 14°C. En la Fig. 5 se observa la temperatura del satélite

revestido de la pintura selectiva seleccionada, se puede apreciar que la temperatura se a elevado con respecto a la fig.4, ademas en la parte interior(fig.6) se observan temperaturas entre 20 y 37°C en las cuales los componentes del satélite pueden funcionar correctamente termicamente.

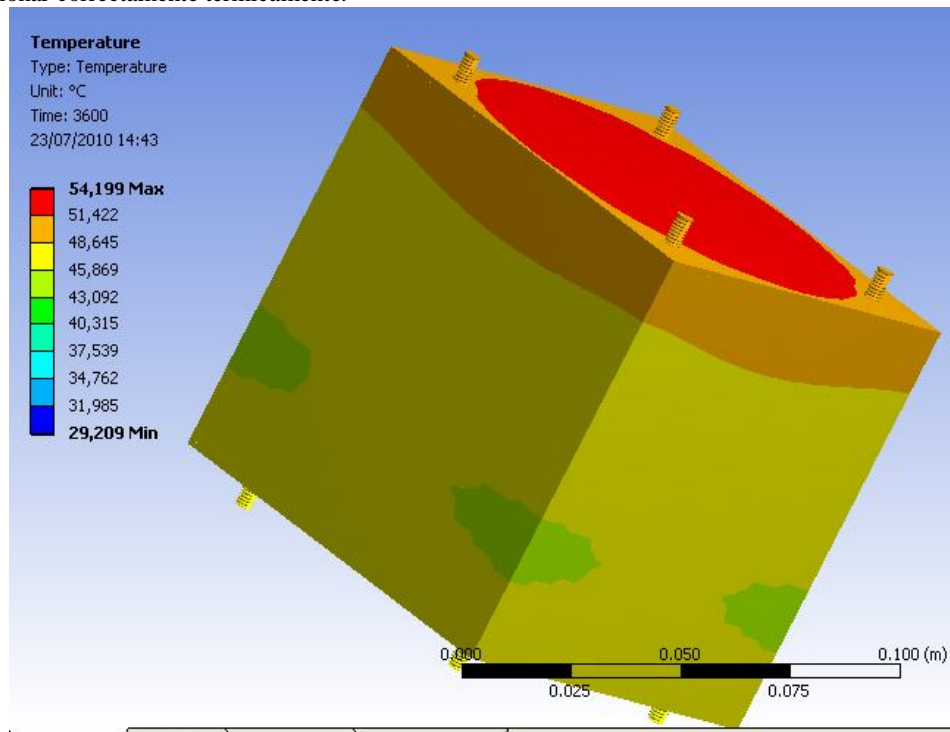


Figura 5-Se muestra las temperaturas en la superficie del satellite con el recubrimiento selectivo.

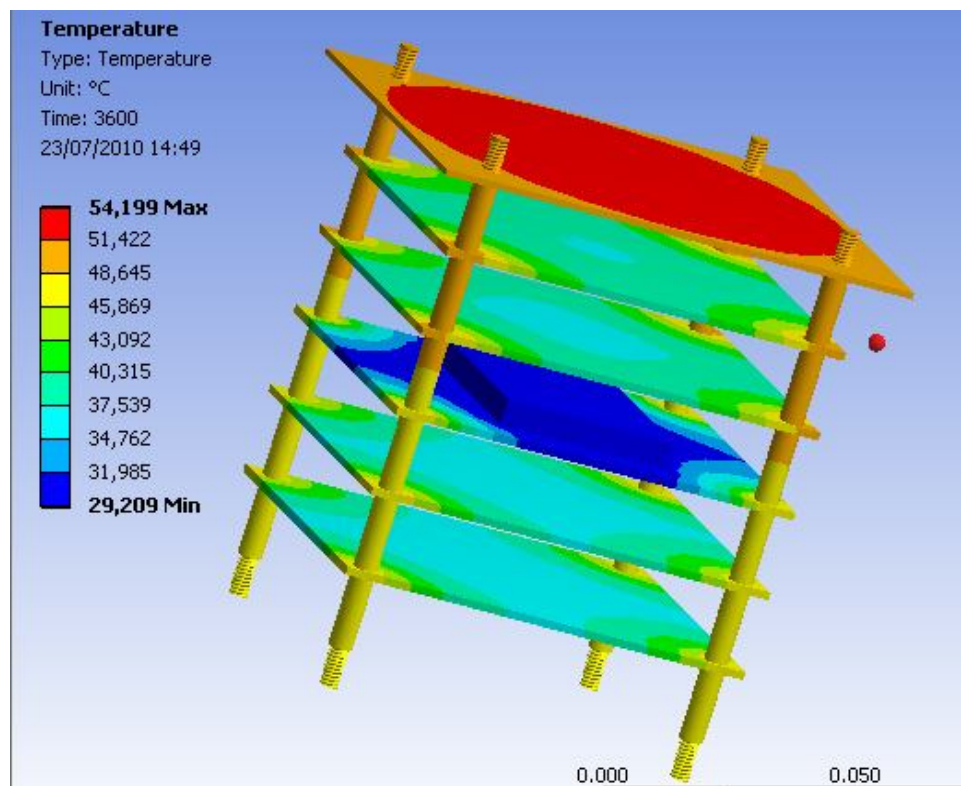


Figura 6-Se muestra las temperaturas en el interior del chasqui con recubrimiento selectivo

## 6. CONCLUSION

- Se ha demostrado que la energía solar térmica es una alternativa viable para el control térmico de Nanosatélites.
- La temperatura del satélite se elevó con el recubrimiento selectivo 35°C.
- El recubrimiento selectivo demostró ser la mejor alternativa para recubrir al satélite con el fin de capturar mayor energía térmica.

#### REFERENCIAS

A.M.Cruise, J.A.Bowles, T.J.Patrick, C.V.Goodall, 1998, Principles of space instrument Design, E.E.U.U., Cambridge University Press.

M. Ibáñez, J.R. Rosell, J.I. Rosell., 1991, Tecnología solar, Artes Gráficas Cuesta, S.A.Madrid (superficies selectivas)

Yunus A. Cengel, 2004, Transferencia de Calor, Mc Graw Hill – Segunda Edición.