

ANÁLISIS TÉRMICO DE UN NANOSATÉLITE CON ESTRUCTURA DE MATERIALES COMPUESTOS MEDIANTE EL MÉTODO DE PARÁMETROS CONCENTRADOS

Marcos A. Brito^a, Eduardo N. Zapico^a, Gustavo J. Torresán^b (*In memoriam*)

^aDepto. Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sarsfield 1611,
X5016GCA, Córdoba, Argentina, ezapico@efn.uncor.edu

^bCentro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico, Fuerza Aérea 6500,
X5010JMX, Córdoba, Argentina

Palabras clave: Nanosatélite, análisis térmico, links, nodos.

Resumen. En la definición de concepto del proyecto EtaSat-IE (nanosatélite lanzado por medio de un cañón electro magnético) dos requerimientos mecánicos se contraponen: la elevada resistencia estructural requerida por las condiciones de lanzamiento (abordada en anteriores trabajos), que impone la utilización extensiva de materiales compuestos en la estructura del mismo, y la necesidad de mantener un rango de temperaturas adecuado para el funcionamiento de los distintos sistemas del mismo. La antedicha utilización extensiva de materiales compuestos, con su baja conductividad térmica, impone severas limitaciones al diseño del Sistema de Control Térmico. En este trabajo se presenta un modelo térmico detallado según la actual definición del EtaSat-IE, en el que se presta especial atención a la definición de las cargas térmicas y a la importancia de los parámetros tecnológicos en los caminos térmicos, evaluando el comportamiento de cada sistema. Finalmente, se presentan conclusiones acerca de puntos críticos en el diseño, así como posibles soluciones. Específicamente, se plantea la posibilidad de utilización de “Heat Pipes” para la evacuación de calor de los componentes más comprometidos térmicamente, definiendo los principales requerimientos de performance de los mismos.

1 INTRODUCCIÓN

Para el análisis térmico de un cuerpo es necesario tener en cuenta que la transferencia de calor se divide básicamente en tres áreas: conducción, convección y radiación. La conducción esta asociada con la energía térmica transferida a través de la materia en ausencia de movimiento de fluidos. La convección se manifiesta cuando la energía es transferida entre un fluido en movimiento y una interfase sólida. Y la radiación es energía transportada vía ondas electromagnéticas. Se debe tener en cuenta que la convección para naves de baja órbita terrestre o no tripuladas puede despreciarse. Por lo tanto se puede hacer uso de una red térmica que combine solo elementos de radiación y conducción, y a su vez considerando el estudio térmico para el caso no estacionario se podrán calcular para cada elemento (nodo) del cuerpo, la temperatura del mismo a un determinado valor de tiempo.

Para el caso particular del satélite se calculará la temperatura de cada nodo a lo largo de su trayectoria correspondiente a dos tipos órbitas que mas adelante serán explicadas. Considerando los tiempos de eclipse y sol para cada uno de los casos se podrán conocer las cargas térmicas externas asociadas en cada punto de la órbita.

2 CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL DEL NANOSATÉLITE

El satélite es, en esencia, un prisma de base octagonal regular hueco (estructura externa), con paredes de espesor constante cuyas dimensiones globales son: 120 mm de diámetro por 240 mm de longitud (Saldía et Al). La cubierta exterior del nanosatélite se compone de una cofia monolítica de material compuesto, revestida por una capa de elastómero que sirve de soporte a las celdas solares, a fin de actuar como estructura resistente, transfiriendo y distribuyendo homogéneamente las cargas al resto de los componentes del satélite. En el interior de la cofia se fijan cuatro columnas de aleación de aluminio, encargadas de soportar los sistemas electrónicos, confinados éstos en siete módulos individuales de material compuesto (ver Figura. 1). El equipo electrónico se encuentra suspendido mediante cojines de elastómero, elementos amortiguantes que fijan la posición de cada tarjeta dentro de su módulo (Gonzalez De Cecco y Zapico).

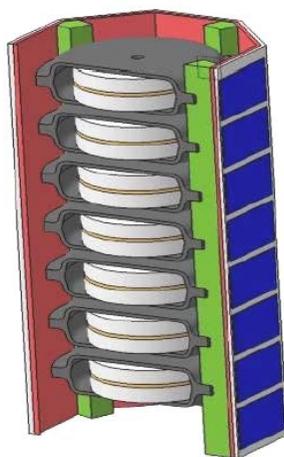


Figura 1: Configuración estructural EtaSat-IE

3 ANÁLISIS TEÓRICO

3.1 Modelo Térmico

El siguiente cálculo se realizará utilizando las características de la *Red de Oppenheim* (Brown, 2002). Aquí los nodos representan volúmenes finitos de partes de un sistema físico térmico y la capacitancia térmica de un nodo es la masa M del mismo por el calor específico C_p del nodo material. A su vez, cada nodo estará conectado a otro mediante una conductancia térmica K o una radiación térmica R , según las características de nuestro sistema (ver Figura 2).

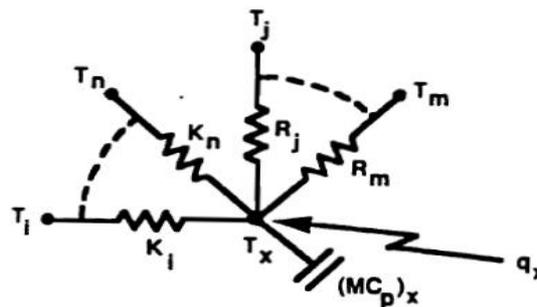


Figura 2: Red térmica generalizada

Para determinar la temperatura del nodo en estudio T_x se realizará el balance térmico considerando todos los nodos i y j adyacentes al nodo x y en el caso que corresponda, la carga térmica externa q_x (ver Ec (1)).

$$\sum_{i=1}^n [K_{ij} \cdot (T_j - T_x)] + \sum_{j=1}^m [R_{ij} \cdot (T_j - T_x)] + q_x = (M \cdot C_p) \cdot \left(\frac{d}{dt} T_x \right) \quad (1)$$

La expresión anterior puede replantearse considerando dos nodos cualesquiera i y j , relacionados o no por los coeficientes K_{ij} y R_{ij} . De esta manera puede reformularse la ecuación de balance térmico, ahora para un nodo i y generalizarla así para todos los nodos N del sistema en estudio (ver Ec. (2)). Teniendo en cuenta que para aquellos nodos que no posean “links” de conducción o radiación les corresponderán valores de coeficientes K o R nulos, respectivamente.

$$\sum_{j=1}^N [K_{ij} \cdot (T_j - T_i)] + \sum_{j=1}^N [R_{ij} \cdot (T_j - T_i)] + q_i = (M \cdot C_p) \cdot \left(\frac{d}{dt} T_i \right) \quad (2)$$

$j \neq i$

Los coeficientes K y R se calcularán teniendo como datos la conductividad k del material, el área transversal A , distancia del link Δx , la constante de Stefan-Boltzmann σ y factor de vista F_{i-j} entre el nodo i y j (ver Ecs. (3, 4 y 5)):

$$K = \frac{k \cdot A}{\Delta x} \quad (3)$$

$$R = \sigma \cdot B \left[\left[(T_j)^2 + (T_i)^2 \right] \cdot (T_j + T_i) \right] \quad (4)$$

$$B = A_i \cdot F_{i-j} \quad (5)$$

Se calcularon las conductancias térmicas y de radiación para cada unión entre nodos, teniendo en cuenta las cualidades térmicas del material y las características geométricas de cada elemento constitutivo del satélite. Se presentan algunas propiedades físicas de los materiales presentes en la estructura, las cuales fueron utilizadas para el cálculo de los coeficientes, ver Tablas 1 y 2 (Brown, 2002; Mauduyt, 1992; Saldía et Al).

Componente	Material	k [W/m*K]	ρ [Kg/m ³]	Cp [J/Kg*K]
Cofia	Fibra de Carbono	11.1	1800	840
Módulos (Tapas)				
Módulos (Cojines)	Silicona	0.18	1100	840
Tarjetas electrónicas	Fibra de Vidrio	0.035	220	795
Columnas	Aluminio	121.070	2767	962.964
Celdas Solares	Silicio	148.743	2325	711.756

Tabla 1: Propiedades termo físicas de los materiales

Componente	ε [Factor de emisividad]	α [Factor de absorción]
Cofia	0.85	0.93
Módulos (Tapas)		
Módulos (Cojines)	0.86	0.18
Tarjetas electrónicas	0.89	0.72
Columnas	0.02	0.08
Celdas solares	0.82	0.86

Tabla 2: Propiedades de radiación

Para el modelo completo del satélite se utilizó un total de 169 nodos, los cuales fueron repartidos a través de la estructura del cuerpo de la siguiente manera (ver Figuras 3, 4 y 5):

- Celdas solares: Se han colocado ocho celdas solares por cada una de las ocho caras del octógono. Disponiendo 8 nodos por cara (64 nodos).
- Cofia: La repartición es idéntica al caso anterior, solo que los nodos se ubicaron sobre la cofia (64 nodos).
- Columnas de aluminio: Se dispusieron 8 nodos por columna (32 nodos).

- Módulos electrónicos: Se asignó un nodo por cada módulo (7 nodos).
- Tapas: Un nodo por tapa (2 nodos).

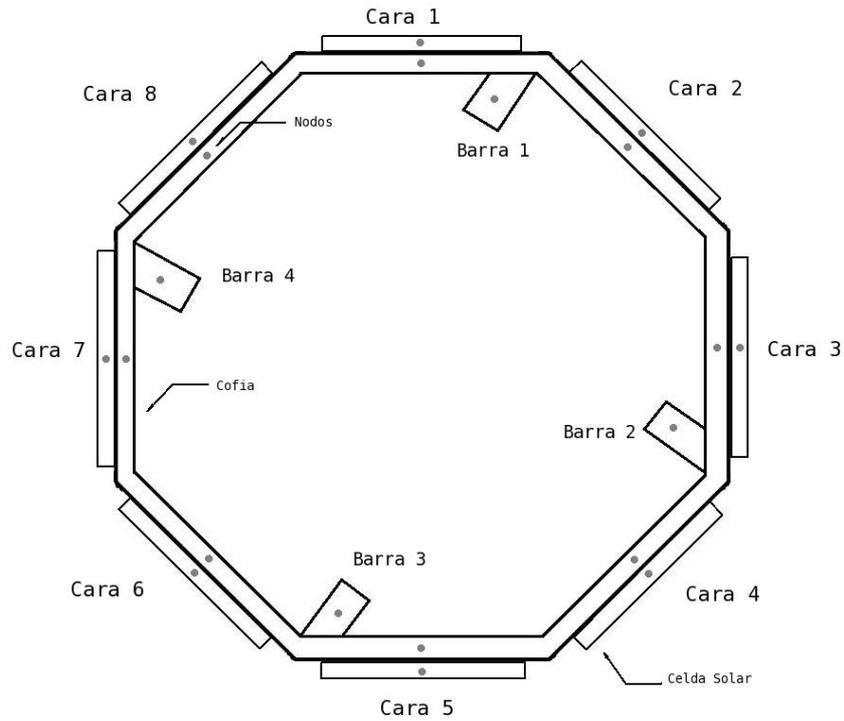


Figura 3: Corte transversal del satélite. Disposición de nodos.

Para un mejor ordenamiento e identificación de los nodos las caras fueron enumeradas en sentido horario al igual que las columnas, y las distintas secciones en forma longitudinal al satélite de la letra A a la H (ver Figura 5).

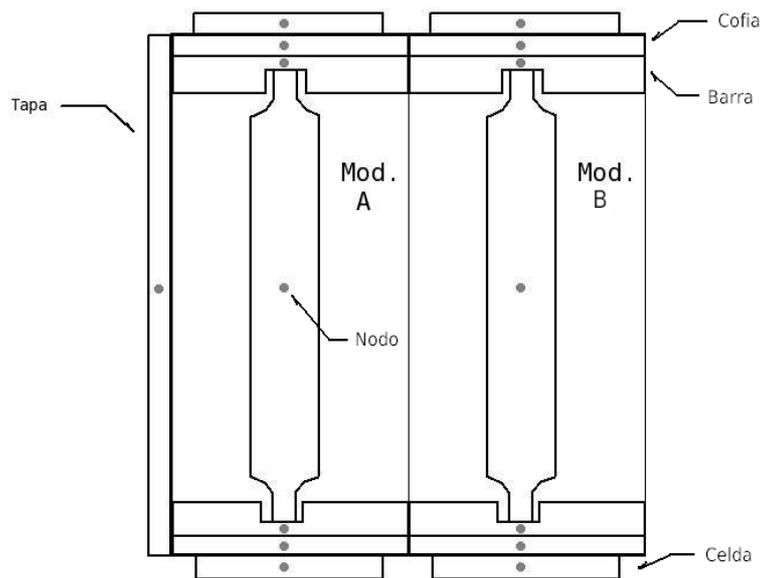


Figura 4: Disposición longitudinal de los nodos

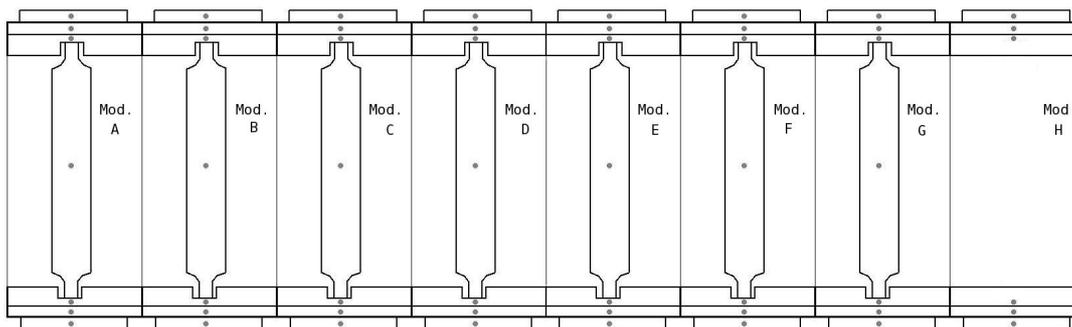


Figura 5: Enumeración de las secciones del satélite.

Los “links” de la red térmica, como ya se había mencionado anteriormente, serán de conducción o de radiación según corresponda. Para nuestro caso se consideró conducción entre: celdas y cofia, cofia y columnas, cofia y tapas, columnas y módulos, y columnas y tapas; teniendo en cuenta los caminos de sección a sección y de cara a cara. Es decir si tomamos como ejemplo los caminos de conducción entre la sección D y E intervendrán los siguientes coeficientes: conductancia K_{c1DE} sobre cara 1 entre sección D y E, conductancia K_{b1DE} sobre barra 1 entre sección D y E, etc.; para la sección D, conductancia K_{mb1D} en la sección D entre barra 1 y módulo D, conductancia K_{mb3D} en la sección D entre barra 3 y módulo D, y así sucesivamente (ver Figura 6). Para el caso de radiación, entre: celdas y ambiente espacial, cofia y módulos, y tapas sólo con los módulos inmediatamente contiguos (módulos A y G).

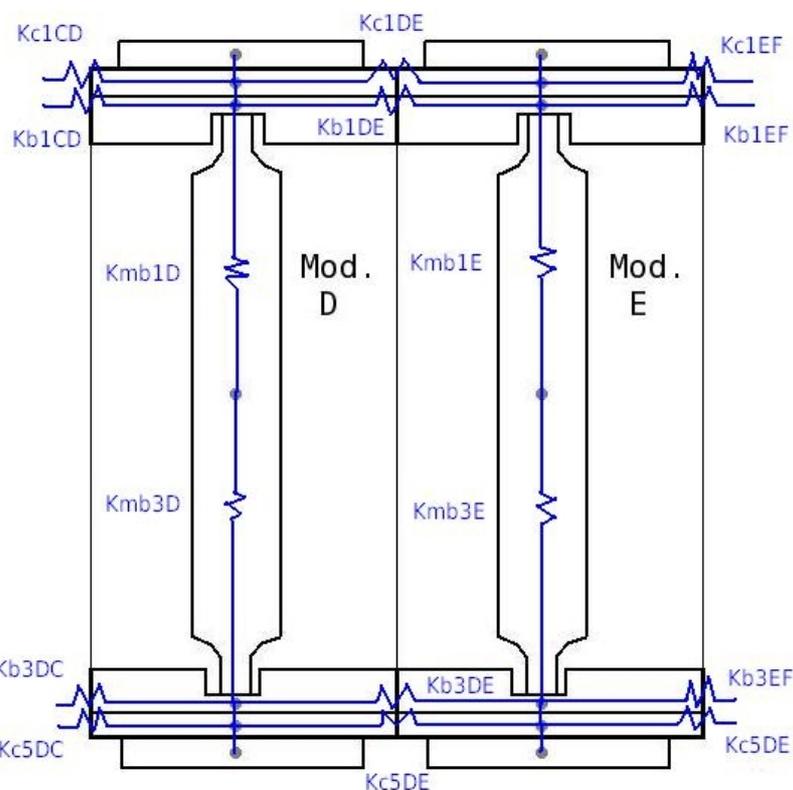


Figura 6: Links de conducción entre módulos D y E.

Quedará así definido un sistema de 169 ecuaciones diferenciales no lineales cuya solución numérica dará como resultado la evolución de los valores de temperatura en función del tiempo de órbita.

Se consideró también que cada módulo electrónico del satélite genera una potencia interna de 2 [Watts] como máximo y 1 [Watt] como mínimo. Las cargas térmicas externas básicamente son: La irradiación solar, el albedo terrestre y la irradiación propia de la tierra, cuyos valores constantes deberán ser considerados sobre aquellos nodos que estén sobre la estructura exterior del satélite (celdas y las tapas).

3.2 Esquema matricial del sistema de ecuaciones

El sistema de ecuaciones diferenciales puede ser presentado de manera matricial respetando la expresión de balance térmico planteada en la sección 3.1.

$$|C| \cdot \left(\frac{d}{dt} |T| \right) = |A| \cdot |T| + |Q| \quad (6)$$

$$|A| = |K| + |R| + |D|$$

En donde $|C|$ es una matriz diagonal cuyos elementos son todos los valores del producto de la masa por el C_p de cada nodo. $|T|$ es una matriz columna conteniendo la temperatura de cada nodo a determinar y $|Q|$ es otra matriz columna con los valores de carga térmica externa o energía interna generada por alguno de los componentes del satélite. A su vez, $|A|$ es la suma de las matrices de coeficientes de conductancia térmica $|K|$, radiación térmica $|R|$ y una matriz diagonal $|D|$, conformada por la suma de los elementos fila correspondiente a los coeficientes de conductancia y radiación (ver Ec. (7)).

$$|D| = \begin{pmatrix} \sum_{j=1}^N K_{1j} + \sum_{j=1}^N R_{1j} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \dots & \sum_{j=1}^N K_{2j} + \sum_{j=1}^N R_{2j} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & 0 & \sum_{j=1}^N K_{Nj} + \sum_{j=1}^N R_{Nj} \end{pmatrix} \quad (7)$$

Para la determinación de los coeficientes de las matrices antes mencionadas, se calcularon los mismos para cada conjunto de elementos del satélite que intervinieron en el modelo. Esto es, para: celdas solares, cofia, barras, módulos y tapas; conformando distintas matrices para cada conjunto, las cuales luego de un correcto ensamble serán constituyentes de las matrices de coeficientes completas expresadas en la ecuación de balance térmico (ver Ec. (6)).

A continuación se presentan las matrices y submatrices de coeficientes pertenecientes al conjunto celdas solares (ver Ecs. (8 y 9)). Siendo éstas, la matriz $|C_s|$ de masa y C_p , $|K_{cs}|$ la de conductancia térmica, constituida por las conductancias entre cada nodo de la

celda solar con cada nodo adyacente de la cofia, $|R_{se}|$ la matriz de radiación térmica, constituida por las radiaciones de las celdas al espacio y $|Q_{es}|$ la de carga térmica externa (albedo, irradiación solar y terrestre).

$$|C_s| = \begin{pmatrix} MC_{p_{s1A}} \\ \vdots \\ MC_{p_{s2A}} \\ MC_{p_{s1B}} \\ \vdots \\ MC_{p_{s2B}} \\ \dots \\ MC_{p_{s1H}} \\ \vdots \\ MC_{p_{s2H}} \end{pmatrix} \quad |K_{cs}| = \begin{pmatrix} K_{c1A} \\ \vdots \\ K_{c2A} \\ K_{c1B} \\ \vdots \\ K_{c2B} \\ \dots \\ K_{c1H} \\ \vdots \\ K_{c2H} \end{pmatrix} \quad (8)$$

$$|R_{se}| = \begin{pmatrix} R_{s1Ae} \\ \vdots \\ R_{s2Ae} \\ R_{s1Be} \\ \vdots \\ R_{s2Be} \\ \dots \\ R_{s1He} \\ \vdots \\ R_{s2He} \end{pmatrix} \quad |Q_{es}| = \begin{pmatrix} q_{s1A} \\ \vdots \\ q_{s2A} \\ q_{s1B} \\ \vdots \\ q_{s2B} \\ \dots \\ q_{s1H} \\ \vdots \\ q_{s2H} \end{pmatrix} \quad (9)$$

Los subíndices siI se refieren al panel solar i en la sección I y en las matrices de radiación siIe representa la radiación al espacio exterior del panel solar i en la sección I.

3.3 Definición de la órbita

El estudio térmico se realizó sobre la base de dos tipos de órbita, ambas helio sincrónicas.

CASO 1: Órbita helio sincrónica de 900 [Km] de altura en la cual la línea de nodos coincide con el vector solar. Llamada órbita “fría”. En este caso debemos determinar el tiempo en el cual el satélite se encuentra al sol y el tiempo en el que se encuentra eclipsado por la tierra. Hacemos uso del factor de eclipse f_e , el cual quedará definido, entre otras variables con el ángulo de inclinación β entre el vector solar y el plano orbital (Gilmore, 1994) (ver Ec. (10)).

$$f_e = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot A \cos \cdot \frac{1}{\frac{(H^2 + 2 \cdot Rt \cdot H)^{\frac{1}{2}}}{(Rt + H) \cdot \cos\left(\frac{\beta}{57.3}\right)}} \quad (10)$$

Luego, el tiempo de eclipse quedará determinado por el producto del período de la órbita por el factor de eclipse.

Tiempo de eclipse = 2101.04 [s]

Tiempo al sol = 4078.09 [s]

CASO 2: Esta es una órbita similar solo que el plano orbital es perpendicular al vector solar. También llamada órbita “caliente”, dado que en este caso no hay eclipse.

El interés se centra en determinar cual es el tiempo de una órbita completa, el cual se determina teniendo en cuenta los valores de la constante μ , la cual es el producto de la constante gravitatoria y la masa terrestre; el radio terrestre R_t , la altura de órbita H y el semieje mayor “a” de la órbita (Gilmore, 1994) (ver Ec. (11)).

$$P = 2 \cdot \pi \cdot \left(\frac{a^3}{\mu} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (11)$$

El período, $P = 6179.13$ [s]

4 RESULTADOS

Al solucionar el sistema de ecuaciones se obtienen, para los dos casos de órbita la evolución de la temperatura de cada nodo del satélite. De esta manera se pueden visualizar las temperaturas máximas y mínimas para cada caso.

4.1 Caso 1 ($\beta = 0^\circ$)

Para el caso de órbita con un ángulo $\beta = 0^\circ$ se puede visualizar la evolución de las temperaturas de los 8 nodos a lo largo de la cara 1 de la cofia (ver Figura 7). Considerando una condición inicial correspondiente a $T = 288$ [°K], las temperaturas van creciendo y alcanzan un máximo en $t = 4079$ [s]. que corresponde al momento en el cual el satélite entra en la sombra de la tierra. A partir de este punto decrecen y se da un mínimo en $t = 2101$ [s]. que se da cuando el satélite vuelve a entrar en el tramo con sol iniciando la segunda órbita. Luego, de manera similar se repite la performance térmica de las temperaturas pero alcanzando, al final del tramo de sol, una nueva temperatura máxima (ver Figura 8).

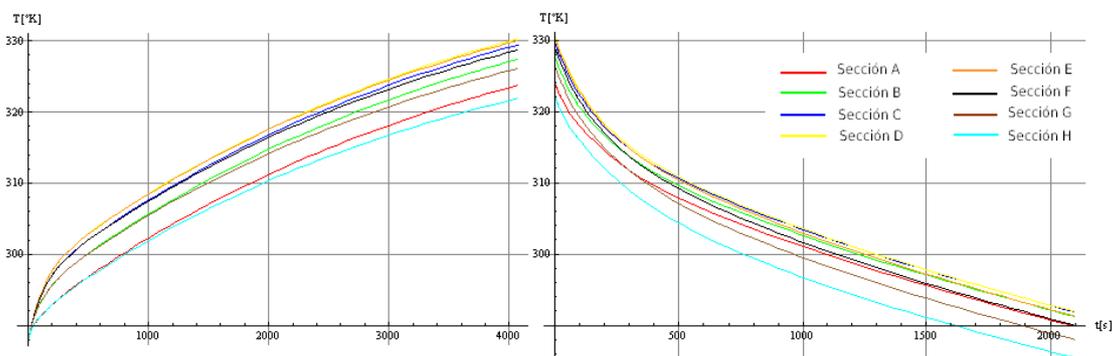


Figura 7: Variación de temperatura en la primera órbita. Cofia (cara 1)

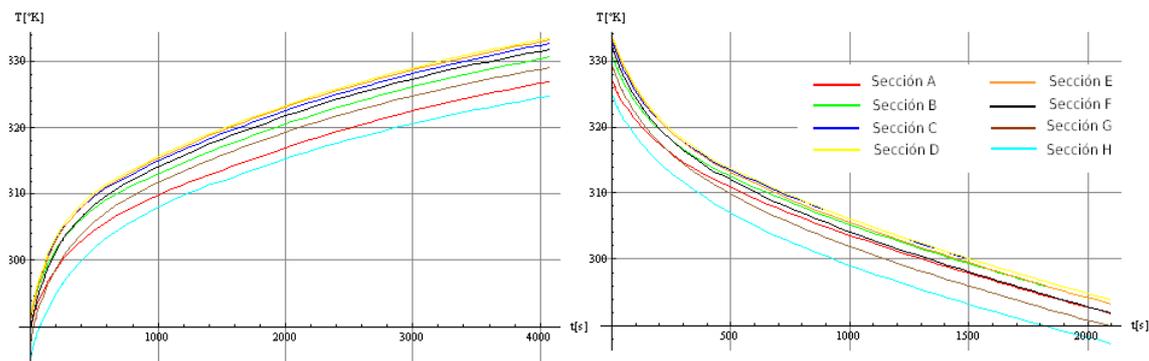


Figura 8: Variación de temperatura en la segunda órbita. Cofia (cara 1)

También se presenta el comportamiento de las temperaturas de los siete módulos electrónicos para primera órbita (ver Figura 9).

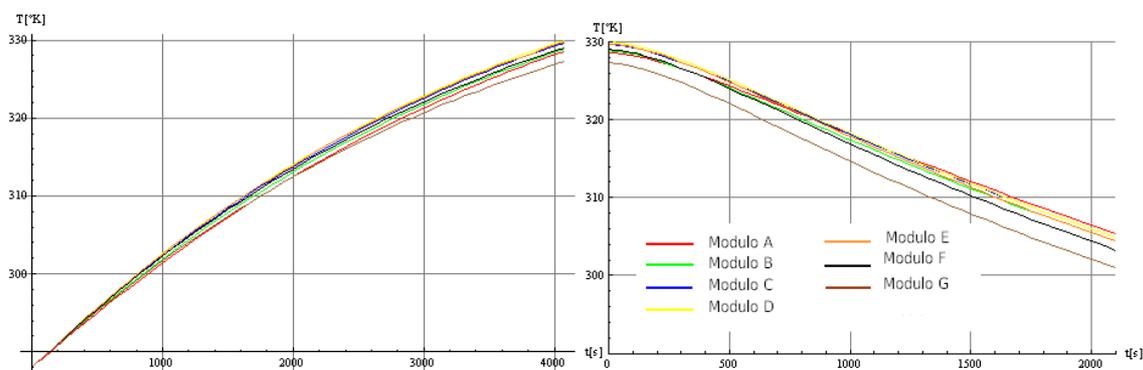


Figura 9: Variación de temperatura primera órbita. Módulos electrónicos

De esta manera se puede obtener la variación de temperatura para cada tramo de cada elemento del satélite y se pueden identificar los nodos críticos (temperatura máxima o mínima). Estos son:

Nodo T_{s1D} (Celda solar cara 1 sección D) = 337.35 [°K] (máxima)

Nodo T_{c10} (Cofia Tapa posterior) = 283.95 [°K] (mínima)

Según los resultados obtenidos se puede apreciar claramente que, tanto para las celdas, la cofia, las columnas y los módulos, los nodos que se encuentran en las secciones C, D y E son los de mayor temperatura, no así los nodos que se encuentran en las secciones G y H.

4.2 Caso 2 ($\beta = 90^\circ$)

Por otro lado, el caso de órbita “caliente” implica un comportamiento de las temperaturas diferente. Aquí, el satélite no entra en la sombra de la tierra y además una serie de caras recibe siempre irradiación solar y otras constantemente miran hacia el espacio. Por lo tanto, se dará un aumento ininterrumpido de las temperaturas hasta la cuarta órbita aproximadamente, en donde el comportamiento comienza a ser estacionario (ver Figuras 10 y 11). Los nodos críticos son:

Nodo T_{s1D} (Celda solar cara 1 sección D) = 343.53 [°K]

Nodo T_{s4H} (Celda solar cara 4 sección H) = 315.75 [°K]

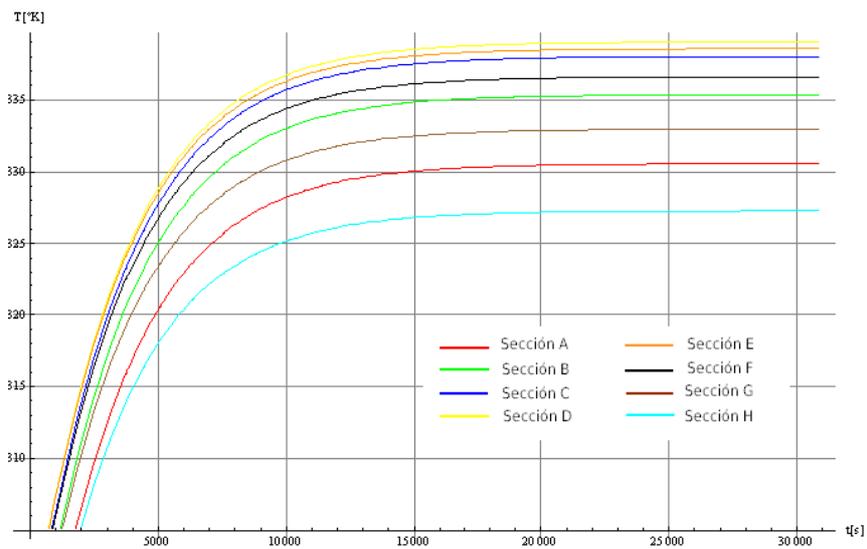


Figura 10: Variación de temperatura hasta la quinta órbita. Cofia (cara 1)

Se puede apreciar también que, para la cofia la diferencia de temperaturas entre la sección más caliente y la más fría es de 12 [°K], aproximadamente (ver Figura 10). No así, la diferencia de temperatura entre el módulo más caliente y el más frío que es de solo 4 [°K].

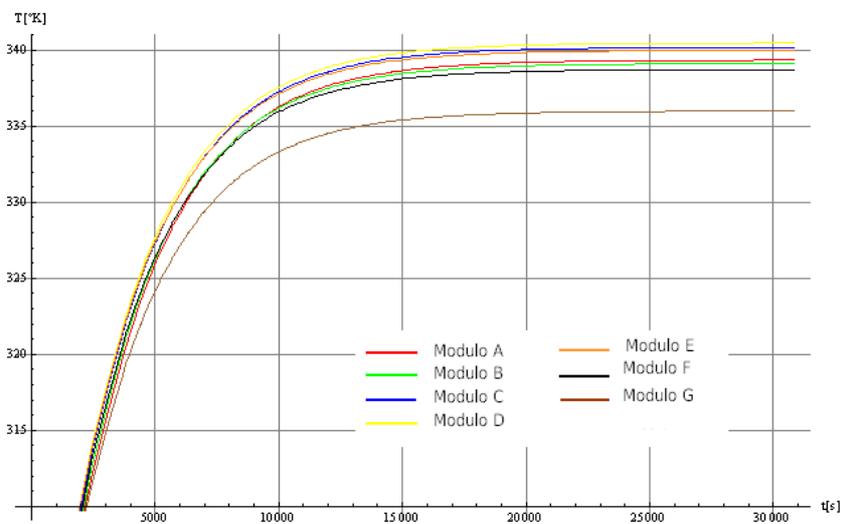


Figura 11: Variación de temperatura hasta la quinta órbita. Módulos electrónicos

5 CONCLUSIONES

En función de los resultados obtenidos se puede afirmar que no se llegará a temperaturas que puedan comprometer los materiales involucrados en el satélite. No obstante, es de notar que el satélite en general posee una alta temperatura, con lo cual para este caso sería necesaria la inclusión de caloductos; ya que de esta manera se podría aprovechar cualquier diferencia de temperatura entre dos puntos de la estructura del satélite para evacuar calor. Según los datos obtenidos, la mayor diferencia de temperatura se da entre cara y cara (cara 2 y 3). También será necesario colocar

caloductos entre los módulos y las caras mas “frías” para disminuir la temperatura que éstos alcanzan debido a la generación de energía interna.

REFERENCIAS

- Brown, Charles, *Elements Of Spacecraft Design*, AIAA Education Series, Reston, Virginia, 2002, pp. 373-406.
- Gilmore, David, *Satellite Thermal Control Handbook*, The Aerospace Corporation, El Segundo, California, 1994, pp. 28-60, pp. 301-315.
- Gonzalez De Cecco L., Zapico, Eduardo, *Simulación Dinámica de Estructuras Mediante Modelado por Elementos Finitos y Reducción de Orden Empleando Espacio de Estados*, Dpto de Aeronáutica, FCEFyN, pp. 2-4.
- Mauduyt, Jacques, *Controle Termique*, CNES, Toulouse, 1992, pp. 4-40.
- Saldía, J.P., Cimino, A., Becker, P., *Cálculo de las Temperaturas del Satélite η -Sat IE*, Dpto de Aeronáutica, FCEFyN, pp. 2-3.