

## ESTUDIO PRELIMINAR DEL CONTROL TÉRMICO DE UN NANOSATELITE

Gustavo J. Torresán<sup>†</sup>, Roberto J. Garay<sup>†</sup> y Eduardo N. Zapico<sup>\*†</sup>

<sup>†</sup> Departamento Vehículos Espaciales, CIA, Instituto Universitario Aeronáutico,  
Av. Fuerza Aérea km 6,5 (X5010JMX), Córdoba, Argentina  
e-mail: [rgaray@iua.edu.ar](mailto:rgaray@iua.edu.ar)

\* Departamento Aeronáutica, FCEfyN, Universidad Nacional de Córdoba,  
Vélez Sársfield 1611 (X5016GCA), Córdoba, Argentina  
e-mail: [ezapico@efn.uncor.edu](mailto:ezapico@efn.uncor.edu)

**Palabras claves:** nanosatélite, control térmico

**Resumen** *El control térmico de pequeños satélites presenta dificultades debidos a su pequeño tamaño, reducida masa y limitaciones tecnológicas.*

*También se puede citar la falta de espacio para ubicación de aislaciones térmicas y baja disponibilidad de energía para implementar un control térmico activo.*

*Existen antecedentes de fallas catastróficas en algunos de estos pequeños satélites por deficiencia en el control térmico. Por ello en el marco del proyecto  **$\eta$ Sat** que se desarrolla entre UNC-IUA, se decidió abordar el problema desde el inicio del proyecto ya que el sistema de control térmico puede tener un elevado impacto en la configuración, materiales, diseño y aun el perfil de funcionamiento del satélite.*

*Este trabajo contiene modelos computacionales sencillos aplicables a estimaciones preliminares del balance térmico de dicho satélite, y se exponen algunas conclusiones que pueden ser útiles en etapas posteriores de desarrollo.*

## 1. INTRODUCCIÓN

En los años 90 asistimos al nacimiento de lo que se puede calificar como una era en la utilización de pequeños satélites por parte de grupos de investigación pequeños y con presupuestos limitados. Este surgimiento estuvo liderado por la Universidad de Surrey, con su serie UoSat<sup>[1]</sup>. Estos pequeños satélites, que comenzaron como microsátélites (masas por debajo de 100 kg), permitieron el acceso al espacio de numerosos grupos de IyD, dentro de presupuestos y plazos mucho menores que los tradicionales manejados por las agencias espaciales.

El avance de las tecnologías utilizadas (principalmente en la electrónica) ha permitido disminuir notablemente estas masas, a la par que aumentar el rango de misiones y funciones de estos satélites; en la actualidad la utilización de nanosatélites (masa menor a 10 kg) resulta atractiva aún para agencias espaciales de países desarrollados<sup>[2]</sup>. Dentro de este marco es que se ha encarado el desarrollo del nanosatélite **ηSat-IE**, como desarrollo conjunto entre la UNC y el IUA.

Esta disminución de la masa de los satélites, con la consecuente reducción de las dimensiones de los mismos impone notables desafíos tecnológicos para lograr los objetivos que se plantean en las misiones. Uno de estos problemas, y no el menor, es el del control térmico, dado que la pequeña masa (y, por ello, inercia térmica) implica grandes variaciones de temperatura en los períodos inestacionarios y las reducidas dimensiones penalizan notablemente la posibilidad de instalar sistemas de control térmico activo, y aún de ubicar aislaciones o radiadores adecuados; distintos conceptos para el control térmico son discutidos, p.ej. en<sup>[3]</sup>.

Dentro de los requerimientos de planificación del proyecto se plantea la necesidad de contar rápidamente con estimaciones de las temperaturas extremas que pueden encontrar los distintos componentes del satélite; con este motivo es que se elaboró un modelo de Elementos Finitos sobre una configuración simplificada a los fines de identificar puntos críticos en el diseño. Las necesidades de resistencia estructural y bajo peso derivadas de las rigurosas aceleraciones que surgen en el lanzamiento motivan la necesidad de emplear materiales compuestos de fibra de carbono-epoxi en su estructura. Las particulares características térmicas de dicho material y la poca experiencia existente en nuestro medio harán necesario un apreciable esfuerzo de diseño y cálculo, además de una cuidadosa planificación de ensayos de las propiedades térmicas y mecánicas, tanto del laminado como de la configuración completa; se espera que las conclusiones de este trabajo, y las líneas que marque, puedan ser útiles para orientarlos correctamente.

## 2. METODOLOGIA

La metodología del presente trabajo consiste en el análisis térmico, por el método de Elementos Finitos, de un diseño estructural realizado fibra de carbono-epoxi, sobre una configuración preliminar definida. Los cálculos fueron efectuados para casos de cargas térmicas suponiendo órbitas LEO de tipo heliosincrónica, para modalidades de vuelo con orientaciones preferenciales típicas para los microsátélites de acuerdo a experiencias recogidas durante el

proyecto  **$\mu$ -Sat-1** “Victor”<sup>[4]</sup>. Con estos elementos se realizaron análisis utilizando el software COSMOS<sup>[5]</sup>, con el fin de detectar las temperaturas extremas en el satélite, para cada configuración. Luego se analizan los resultados a fin de extraer conclusiones y recomendaciones para el diseño.

### 3. CONFIGURACIÓN PRELIMINAR

El  **$\eta$ Sat-IE** consiste básicamente en una estructura externa que sirve de sustrato a las celdas solares, unas platinas internas donde va situado los equipos electrónicos y dos tapas ubicadas en los extremos, una de las cuales lleva un amortiguador y se conecta con el “sabot” o contenedor para el lanzamiento. En la tapa opuesta van montadas antenas e instrumentos. La configuración preliminar se puede apreciar en las figs. 1 y 2.

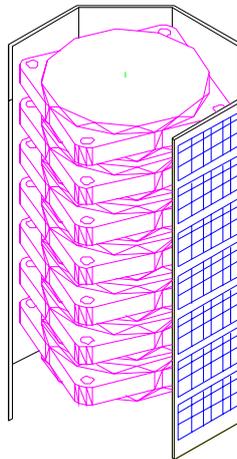


Figura 1:  $\eta$ Sat-IE – Vista esquemática

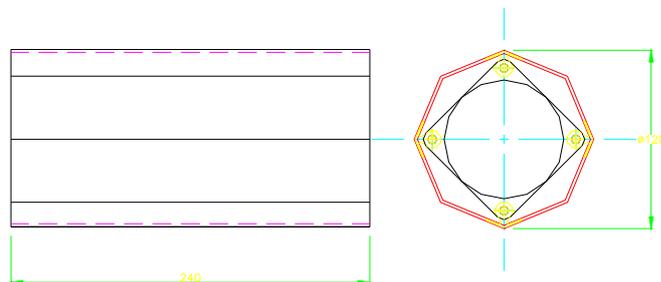


Figura 2:  $\eta$ Sat-IE

En cuanto a los materiales estructurales, luego de algunos cálculos preliminares, y por consideraciones de resistencia estructural, fundamentales para el sistema, se eligió el compuesto Fibra de Carbono-epoxi, con el cual se realizaron las simulaciones aquí presentadas.

#### 4. DEFINICIÓN DE CASOS DE CARGA TERMICA

La órbita del  $\eta$ Sat se definió como LEO (Low Earth Orbit) circular a 600Km de altura con una inclinación mayor de 60°; esto implica un período orbital de aproximadamente 100 minutos y tiempos de eclipse variables desde 0 a 40 minutos, según distintas épocas del año. De aquí se pueden definir dos casos térmicos extremos: el caliente (con insolación plena toda la órbita) y el frío (con máximo tiempo de eclipse), para los cuales se realizaron las simulaciones térmicas.

El balance térmico del satélite se puede visualizar en la figura 3 y en refs.<sup>[6],[7],[8]</sup>, variando para cada caso de órbita y posición orbital. Se puede apreciar que las cargas térmicas consisten básicamente en el flujo solar, el flujo debido al albedo terrestre, la radiación terrestre, la radiación hacia el espacio y la disipación de los equipos.

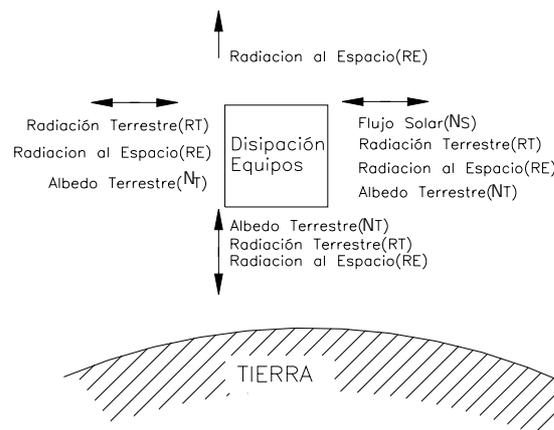


Figura 3: Cargas térmicas

**Flujo Solar:** para una órbita planetaria, se lo debe considerar como constante, dado que depende del radio de la órbita del planeta; en el caso terrestre  $q_s = 1400\text{W/m}^2$ .

**Albedo Terrestre:** Fracción de la luz solar reflejada por el planeta; para el caso de la Tierra, típicamente 0.45, mientras el satélite está del lado iluminado del planeta

**Radiación:** radiación mutua entre las superficies del satélite y las respectivas fuentes (tierra y espacio); las temperaturas respectivas están definidas como  $T_t = 288\text{K}$  y  $T_e = 3\text{K}$ . La carga térmica sobre cada superficie depende de su respectivo Factor de Vista a la fuente considerada.

El caso de carga para la llamada “órbita fría”, con un período de eclipse de 40min se resume en la Figura 4, donde, para cada una de cuatro posiciones orbitales, la carga térmica sobre cada cara del satélite

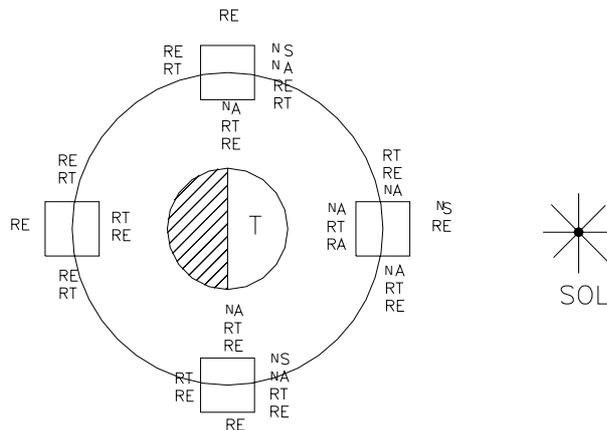


Figura 4: Caso Órbita fría

El caso de carga para la llamada “órbita caliente”, sin período de eclipse, se resume en la Figura 5.

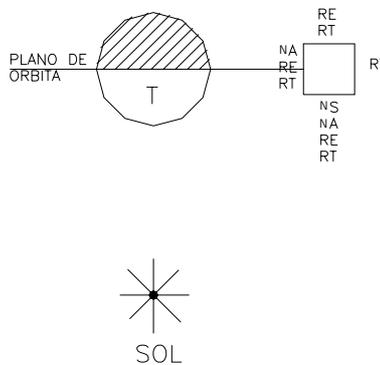


Figura 5: Caso Órbita caliente

En cuanto a la orientación del satélite, se tomaron en cuenta dos casos, que se ven en las figs. 6 y 7, y se denominan *de punta* y *tangente*, según la orientación de su eje longitudinal respecto a la tierra. En todos los casos se considera que el satélite tiene velocidad angular nula, por ser esta la condición que presenta peores características térmicas.

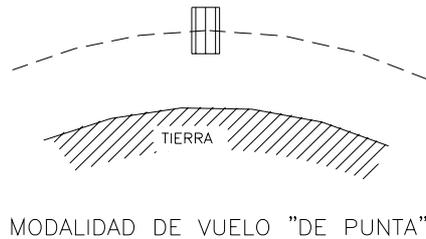


Figura 6

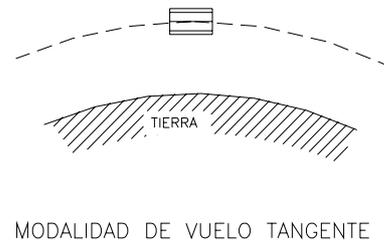


Figura 7

## 5. ANALISIS TERMICO

Para el análisis térmico del  $\eta$ Sat-IE, en esta etapa, se utilizó el código comercial de EF COSMOS, dado que se ha demostrado su aptitud para la solución de estos problemas en los proyectos  $\mu$ Sat-1 y  $\mu$ Sat-2<sup>[4],[9]</sup>. Las consideraciones para el cálculo son:

- La estructura externa recibe la carga térmica ambiental (Sol, albedo e IR terrestre), a la vez que funciona como radiador, emitiendo la energía del satélite hacia el espacio.
- La estructura interna (platinas), que alberga la mayoría de los sistemas, debe garantizar los límites de temperatura aceptables para el funcionamiento de los equipos electrónicos.
- La transmisión de calor dentro del satélite se realiza por conducción entre las platinas y la estructura externa, despreciando la radiación mutua entre las distintas platinas; en etapas más avanzadas del proyecto, con la configuración y distribución de equipos definida, se estudiará la conveniencia de mantener o no este modelo, regulando las propiedades ópticas de las superficies.
- La interfaz entre las dos subestructuras se considera térmicamente acoplada (con nula resistencia de contacto), situación que se justifica por la utilización de órganos de unión con gran precarga (necesarios dados los requerimientos mecánicos durante el lanzamiento).
- Dada la indefinición actual de la distribución interna de los sistemas se resolvió considerar a las distintas platinas como placas homogéneas, con propiedades másicas y térmicas equivalentes. La generación de calor en cada placa se considera como carga nodal.

En función de estas consideraciones es que se decidió utilizar el elemento SHELL4T (placa homogénea con gradientes en el espesor)<sup>[5]</sup>, que resulta adecuado para la introducción de las cargas superficiales (radiación y flujos térmicos) y nodales (generación interna de calor). Además, este elemento resulta apropiado para el estudio estructural y de tensiones térmicas, sin necesidad de introducir grandes modificaciones en la generación de las mallas y definición de propiedades y condiciones de contorno.

Este modelo resulta compatible con los niveles de detalle y precisión necesarios en este momento del proyecto, en el que se deben obtener valores acotados de temperaturas máximas y mínimas, tanto en la estructura externa como en cada uno de los módulos o platinas internas.

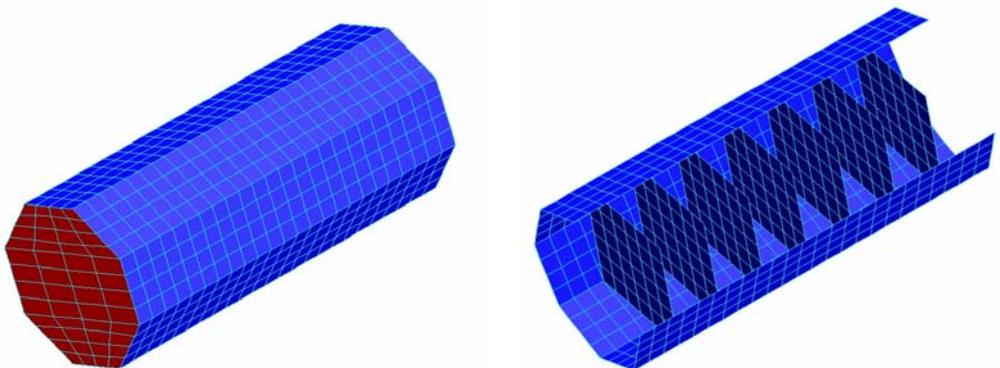


Figura 8 modelo de EF

## 6. ANALISIS DE RESULTADOS

Para cada caso de carga se recopilaron los resultados siguientes:

- Temperatura máxima en el recubrimiento exterior
- Temperatura mínima en el recubrimiento exterior
- Temperatura máxima en platinas
- Temperatura mínima en platinas
- Temperatura máxima en tapa superior e inferior
- Temperatura mínima en tapa superior e inferior

Estos resultados se presentan en la tabla I caso órbita caliente y tabla II caso órbita fría.

Orbita Caliente		T máxima		T mínima	
		T	Nodo	T	Nodo
Vuelo Tangencial	Recubrimiento	325.626	195	260.191	635
	Módulos	292.007	1171	285.046	1318
	Tapas	288.56		260.55	
Vuelo Perpendicular	Recubrimiento	320.02	185	257.308	745
	Módulos	288.43	1171	280.969	1318
	Tapas	298.17		241.06	

Tabla I: Caso Órbita Caliente

Orbita fría		T máxima			T mínima		
		T	Nodo	Tiempo [s]	T	Nodo	Tiempo [s]
Vuelo Tangencial	Recubrimiento	324.590	1384	2400	178.390	1483	5400
	Modulos	302.938	1031	2400	185.573	1318	
	Tapas	268.210			169.580		5400
Vuelo Perpendicular	Recubrimiento	313.814	700	2670	177.155	1454	5400
	Modulos	284.563	1318	2670	183.937	1318	5400
	Tapas	275.36			183.17		

Tabla II: Caso Órbita Fría

En la figura 9 se presentan un gráfico de isotermas correspondiente a la órbita caliente, para modalidad de vuelo tangente.

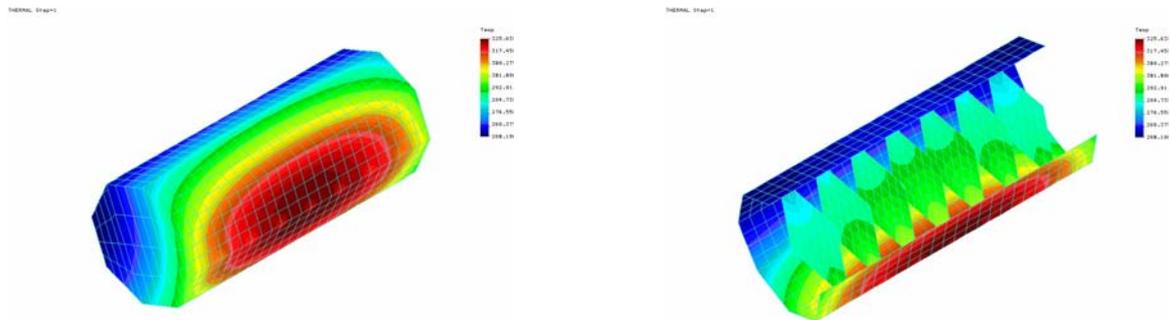


Figura 9

## 7. CONCLUSIONES

De acuerdo a los antecedentes y estudios resumidos en el presente trabajo, se puede extraer las siguientes conclusiones:

- Se planteó la posibilidad de emplear en el  $\eta$ Sat materiales compuestos (carbono-epoxi) a los fines de mejorar su comportamiento estructural. En este trabajo se evaluó el impacto en el control térmico del mismo por el uso de estos materiales.
- Se efectuaron cálculos térmicos utilizando el programa Cosmos con un modelo de EF simplificado, a fin de establecer la factibilidad del correcto control térmico del satélite e identificar áreas críticas.
- El comportamiento térmico del satélite para los casos de órbita caliente y fría difieren notablemente.
- Las temperaturas extremas en el recubrimiento no afectan el correcto funcionamiento ni la integridad mecánica de las celdas solares, la capa de adhesivo ni el sustrato.
- En el caso de las tapas, las temperaturas extremas no permiten ubicar equipos térmicamente sensibles. De ser necesario, deberán protegerse con aislaciones correctamente dimensionadas. También puede ser útil modificar las propiedades ópticas del recubrimiento.
- Las temperaturas extremas de funcionamiento de los equipos ubicados en los módulos del interior del satélite pueden llegar a comprometer su funcionamiento; se deberá estudiar cuidadosamente este problema durante la fase de desarrollo, no descartando modificaciones y rediseños importantes incluyendo el uso de un control térmico activo.

## 8. REFERENCIAS

- [1] <http://www.sstl.co.uk/>
- [2] Ng, A. – “Future Generations of Nanosatellites” – Canadian Space Agency – 2002
- [3] Baturkin, V. – “Micro-Satellites Thermal Control – Concepts and Components” – 3<sup>rd</sup>. IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation – Berlin, Germany, Apr 2-6, 2001
- [4] Zapico, E.; Torresán, G. "Thermal Behaviour of a Microsatellite. The  $\mu$ Sat-1 in-flight Experience" - Anais do XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - Universidad de Campinas - ISBN 85-85769-03-3 – Aguas de Lindoia, SP, Brasil, Nov 1999.
- [5] COSMOS/M User's Guide – Structural Research & Analysis Corporation
- [6] Guilmore, D. – “Satellite Thermal Control Handbook” – The Aerospace Corporation Press, El Segundo, (2002)
- [7] Griffin, M.; French, J. – “Space Vehicle Design” - AIAA Education Series, 1991.
- [8] Brown, C. – “Elements of Spacecraft Design” - AIAA Education Series, 2002
- [9] Torresán, G.J., Marí, G.J., Zapico, E.N. - "Thermal Analysis of  $\mu$ Sat-2 Microsatellite" - Anais do XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - Universidad de Uberlandia - ISBN 85-85769-07-6. Uberlandia, MG, Brasil, Nov 2001.