

## ESTUDIO PARAMÉTRICO SIMPLIFICADO DEL COMPORTAMIENTO TÉRMICO DE UN SATÉLITE EN ÓRBITA BAJA TERRESTRE\*

Héctor H. Brito, Luis A. Lifschitz, Rodolfo M. Duelli, Raúl Dean, Leonardo Molisani, Sebastián Maglione  
 Grupo de Mecánica Computacional, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto  
 Ruta Nacional 36, Km 601 (5800) - Río Cuarto, Córdoba  
 Teléfono y fax: 058-676252 - E-mail: hbrito@ing.unrc.edu.ar

### RESUMEN

En el presente trabajo se presenta un modelo simplificado que permite realizar predicciones sobre el comportamiento térmico de un microsatélite. En este modelo se presentan los datos y resultados en forma paramétrica lo cual brinda la ventaja de estudiar distintas configuraciones en el espacio de diseño. Se consigna la notación utilizada, análisis de cargas térmicas - para diversas hipótesis-, ecuaciones y parametrización del problema, rango de valores explorados en el espacio de diseño, simulaciones realizadas, discusión de resultados y conclusiones.

### NOTACIONES EMPLEADAS

$A$	Coefficiente de albedo
$a$	Parámetro adimensional.
$b$	Parámetro adimensional.
$b'$	Parámetro adimensional.
$c$	Parámetro adimensional.
$C_e$	Calor específico.
$F_T$	Factor de vista terrestre.
$M$	Masa.
$q_{abs}$	Cantidad de calor absorbido.
$q_{emit}$	Cantidad de calor emitido.
$q_{alb}$	Cantidad de calor debido al albedo terrestre.
$q_{IR}$	Cantidad de calor debido a la radiación infrarroja terrestre
$q_{i\ emit}$	Cantidad de calor emitido por la parte iluminada.
$q_{s\ emit}$	Cantidad de calor emitido por la parte a la sombra.
$(r_\alpha)^{AL}$	Constante generalizada del albedo terrestre.
$(r_\alpha)^{IR}$	Constante generalizada de la radiación infrarroja terrestre.
$r_\alpha$	Constante generalizada asociada a la absortividad.
$r_\epsilon$	Constante generalizada asociada a la emisividad.
$S$	Superficie.
$S_i$	Superficie iluminada.
$S_s$	Superficie a la sombra.
$S^{AL}$	Superficie expuesta al albedo terrestre.
$S^{IR}$	Superficie expuesta a la radiación infrarroja terrestre.
$T$	Temperatura.
$T_o$	Temperatura de referencia.
$T_{TIR}$	Temperatura a la cual emite el Planeta Tierra la radiación infrarroja.
$t$	tiempo.
$t_{orb}$	tiempo que tarda en dar una órbita el microsatélite (período).
$W(t)$	Potencia térmica recibida en función del tiempo.
$\alpha_i$	Coefficiente de absorción medio de la parte iluminada.
$\alpha_s$	Coefficiente de absorción medio de la parte en sombra.
$\alpha^{AL}$	Coefficiente de absorción medio debido al albedo terrestre
$\alpha^{IR}$	Coefficiente de absorción medio debido a la radiación infrarroja terrestre.
$\epsilon_i$	Emisividad media de la parte iluminada.
$\epsilon_s$	Emisividad media de la parte en sombra.
$\sigma$	Constante de Stefan - Boltzmann
$\tau$	Período adimensional.
$\theta$	Temperatura adimensional.

\* Trabajo originalmente publicado en forma incompleta en la XX Reunión de ASADES, por lo que se volvió a incluir en estos Avances.

## INTRODUCCIÓN

Un planteo riguroso del problema del control térmico de satélites, así como la solución del mismo, determina esfuerzos considerables de diseño, cálculo, experimentación, ensayos y evaluación de resultados, dada la complejidad del tema, que abarca diversas condiciones de carga térmica, asociadas a las características de la órbita, los regímenes de funcionamiento de los equipos embarcados y la correspondiente actitud angular del satélite; debe agregarse a éstos las diversas opciones en cuanto al uso de materiales, pinturas y otros recursos destinados a proveer "camino térmico" al proceso de disipación del calor.

Durante el año 1995, el Grupo de Mecánica Computacional de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de Río Cuarto desarrolló un modelo paramétrico para el análisis de dicho control térmico, consistente en aproximar el problema desde el punto de vista de la masa térmica puntual dotada de atributos que contemplan las propiedades termofísicas y termoópticas de los materiales constructivos del satélite, así como de las superficies exteriores expuestas a intercambio radiativo con el sol, la tierra y el espacio.

Si bien se trata de un modelo simple, es posible definir un espacio paramétrico de tres dimensiones; cada punto de dicho espacio determina un comportamiento térmico particular en función del tiempo, de manera que, mediante el cálculo de los parámetros correspondientes, es posible predecir el comportamiento global asociado a una configuración tecnológica y de cargas térmicas, determinada.

## ANÁLISIS DE CARGAS TÉRMICAS

### Hipótesis:

H1): Temperatura (T) uniforme (cuerpo conductor ideal).

H2): Cuerpo expuesto a fuente única de radiación (Sol).

H3): Equipartición Luz - Sombra.

Ecuación de balance térmico (Kreith, 1965; Holman, 1990):  $M C_e (dT/dt) = q_{abs} - q_{emit} = q_{abs} - (q_i + q_s)_{emit}$

$$q_{abs} = \alpha_i S_i W(t) \quad ; \quad q_{emit} = \sigma \epsilon S T^4$$

Definiendo:  $r_e = (S_i \epsilon_i + S_s \epsilon_s) / S$  ;  $r_a = (\alpha_i S_i) / S$  ,

resulta:  $M C_e (dT/dt) + r_i S \sigma T^4 = r_a S W(t)$

Donde:  $S = S_e + S_i$  ;  $S_s \subset S$  ;  $S_i \subset S$  ;  $S_e \cap S_i = 0$

Función de potencia térmica utilizada:  $W(t) = W_0 / 2 [1 + \text{Sign}(\text{Sen } \omega t)]$ , donde:  $\omega = 2\pi/t_{orb}$

## PARAMETRIZACIÓN DEL PROBLEMA

Adimensionalizando:  $M C_e T_0/t_{orb} (d\theta/d\tau) + r_e S \sigma (T_0)^4 \theta^4 = r_a S W/2 [1 + \text{Sign}(\text{Sen } 2\pi\tau)]$

$(d\theta/d\tau) + \{ [r_e S \sigma (T_0)^3 t_{orb} / M C_e] \} \theta^4 = \{ (r_a S W t_{orb} / 2 M C_e T_0) [1 + \text{Sign}(\text{Sen } 2\pi\tau)] \}$

donde:  $\tau = t/t_{orb}$  ;  $\theta = T/T_0$

Definiendo los siguientes coeficientes:

$$a = r_e S \sigma (T_0)^3 t_{orb} / M C_e \quad ; \quad b = r_a S W t_{orb} / 2 M C_e T_0$$

la ecuación diferencial adimensionalizada queda:

$$(d\theta/d\tau) + a \theta^4 = b [1 + \text{Sign}(\text{Sen } 2\pi\tau)]$$

Levantando ahora la hipótesis H3 (Equipartición Luz- Sombra) y considerando el 60% del tiempo de órbita ( $t_{orb}$ ) del satélite iluminado por el sol, resulta:

$$(d\theta/d\tau) + a \theta^4 = b \{ 1 + \text{Sign}(\text{Sen } 2\pi\tau) + 0.309 \}$$

Levantando ahora la hipótesis H2 (Fuente de radiación única - Sol -), e incorporando la energía debido al flujo del albedo terrestre, la expresión del balance térmico extendido a toda la masa queda:

$$M C_e (dT/dt) = q_{abs} + q_{alb} - q_{emit}$$

donde:  $q_{alb} = \alpha^{AL} S^{AL} F_T A W(t)$  ;  $q_{abs} = (r_a)^{AL} S W(t)$  y  $(r_a)^{AL} = \alpha^{AL} S^{AL} F_T A / S$

Adimensionalizando, obtenemos:  $d = (r_a)^{AL} t_{orb} S W / 2 M C_e T_o$

y podemos llamar:  $b' = b + d$  , en consecuencia escribimos la expresión en la forma:

$$(d\theta/d\tau) + a \theta^4 = b' \{1 + \text{Sign} [ \text{Sen}(2\pi\tau) + 0.309]\}$$

$$M C_e (dT/dt) = q_{abs} + q_{alb} + q_{IR} - q_{emit}$$

donde:  $q_{IR} = \alpha^{IR} S^{IR} \sigma (T_{IR})^4$ ;  $q_{emit} = (r_a)^{IR} S$ , con:  $(r_a)^{IR} = \alpha^{IR} S^{IR} / S$

Adimensionalizando, obtenemos:

$$c = t_{orb} r_a^{IR} S \sigma (T_o)^4 / M C_e T_o$$

quedando la ecuación diferencial para este caso:

$$(d\theta/d\tau) + a\theta^4 = b' \{1 + \text{Sign} \text{Sen}(2\pi\tau) + 0.309\} + c$$

## DATOS UTILIZADOS

### Datos estimativos típicos de un micro-satélite (Proyecto $\mu$ SAT, 1994)

$\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2/\text{K}^4$   
 $T_o = 300 \text{ K}$   
 $M = 30 \text{ kg}$   
 $C_e = 900 \text{ J/Kg K}$   
 $T_{orb} = 6000 \text{ seg}$   
 $W_o = 1353 \text{ W}$   
 $S = 0.7458 \text{ m}^2$

### Valor estimado de las constantes utilizadas (Proyecto $\mu$ SAT, 1994; Mauduyt, 1992)

$\alpha^{AL} \approx 1$   
 $S^{AL}/S \approx 0.5$   
 $a \approx 0.5$   
 $F_T \approx 0.3$   
 $(r_a)^{AL} \approx 0.075$   
 $d = 0.02810482$

### Rango de valores explorados

$a \in [0.1, \dots, 0.5]$   
 $b \in [0.04, \dots, 0.2]$   
 $c \in [0.02, \dots, 0.1]$   
 $d \approx 0.3$  (albedo)

Las dimensiones del microsatélite, estimadas, que se utilizaron como referencia corresponden a un paralelepípedo de lados 33 cm x 33 cm x 40 cm.

## SIMULACIONES REALIZADAS

Mediante la utilización del software Mathematica for Windows (Abell and Braselton, 1993), se obtuvieron las soluciones numéricas de las ecuaciones diferenciales de balance térmico, para las distintas combinaciones de los parámetros consignados en el apartado precedente, correspondiente a las siguientes hipótesis:

### a) Hipótesis igual duración entre día y noche. Equipartición luz-sombra

Ecuación utilizada:  $(d\theta/d\tau) + a \theta^4 = [ b' + b' \text{Sign} (\text{Sen} 2\pi\tau) ] + c$

### b) Hipótesis de albedo terrestre y corrimiento entre día y noche, 60% del tiempo de órbita del satélite iluminado por el sol

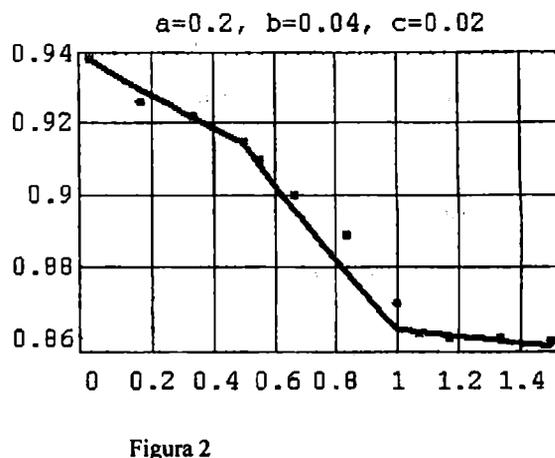
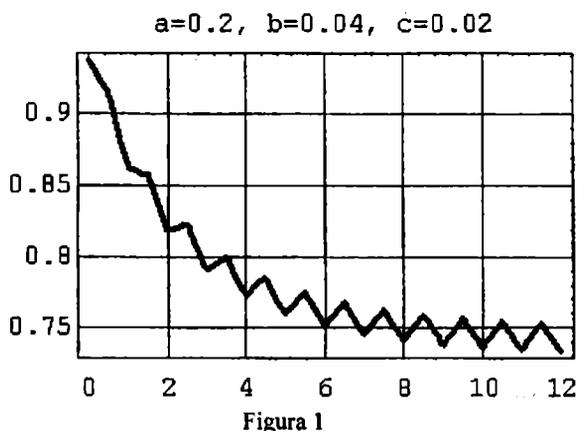
Ecuación utilizada:  $(d\theta/d\tau) + a \theta^4 = \{b' + b' \text{Sign} [ \text{Sen}(2\pi\tau) + 0.309]\} + c$

**c) Hipótesis de cuerpo expuesto a fuente continua de radiación**

Ecuación utilizada:  $(d\theta/d\tau) + a\theta^4 = b' + c$

Asimismo se graficaron todas las soluciones numéricas obtenidas y se efectuó el trazado de las curvas paramétricas correspondientes.

A modo de ejemplo se indica uno de los gráficos obtenidos para la hipótesis b) -para los valores de los parámetros indicados-, y la comparación entre los mismos y los resultados experimentales relevados en los ensayos térmicos realizados en el I.U.A. (Instituto Universitario Aeronáutico), correspondiendo dichas mediciones a un punto de la estructura externa del satélite.



Se consigna tiempo y temperatura adimensionalizados, en abscisas y ordenadas, respectivamente. Los puntos en el gráfico de la Figura 2 corresponden a los resultados experimentales.

Se observa en el gráfico de la Figura 1 que después de 10 órbitas la temperatura media prácticamente se estabiliza. Las oscilaciones alrededor del valor medio reflejan los ciclos día-noche, correspondientes a la hipótesis b). En el gráfico de la Figura 2, que corresponde a una ampliación del gráfico anterior en el rango de 0 a 1,5 períodos -lapso en el cual se efectuaron ensayos sobre el prototipo en cámara de vacío-, se aprecia una buena correspondencia entre los valores experimentales y los calculados en la simulación. Se prevé en una etapa posterior, la validación de los resultados predecidos por el modelo propuesto, utilizando los datos relevados en vuelo del microsatélite  $\mu$ SAT-1 "Victor".

**CONCLUSIONES**

Estando el ensayo restringido a un tiempo de 1,5 veces el período, debido a limitaciones en el equipamiento experimental, y observándose que no hay estabilización del comportamiento térmico en dicho lapso, es necesario estimar los rangos de temperatura correspondientes a la estabilización del proceso.

El procedimiento descrito en este trabajo, validado para la duración experimental, permite predecir el comportamiento "estacionario" con una precisión conveniente.

**REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

Kreith, Frank . *Transmisión del calor por radiación*. Compañía Editorial Continental. 1965  
Holman, J.P. . *Heat Transfer*. Mc Graw Hill. 1990  
Proyecto  $\mu$ SAT - Características Geométricas, Físicas y Tecnológicas. *Comunicación Técnica del I.U.A.*. 1994  
Mauduyt, Jaques. *Control Thermique. Notas del Curso CONCEPTION DES SATELLITES*. Francia. 1992  
Abell, Martha L. and Braselton J.P.. *Differential Equations with Mathematica*. Academic Press. 1993