

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_α	Constante generalizada asociada a la absortividad.
r_ϵ	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.
α_i	Coefficiente de absorción medio de la parte iluminada.
α_s	Coefficiente de absorción medio de la parte en sombra.
α^{AL}	Coefficiente de absorción medio debido al albedo terrestre
α^{IR}	Coefficiente de absorción medio debido a la radiación infrarroja terrestre.
ϵ_i	Emisividad media de la parte iluminada.
ϵ_s	Emisividad media de la parte en sombra.
σ	Constante de Stefan - Boltzmann
τ	Período adimensional.
θ	Temperatura adimensional.

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

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

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

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

donde: $q_{\text{IR}} = \alpha^{\text{IR}} S^{\text{IR}} \sigma (T_{\text{TIR}})^4$, $q_{\text{IR}} = (\epsilon_{\alpha})^{\text{IR}} S$, con: $(\epsilon_{\alpha})^{\text{IR}} = \alpha^{\text{IR}} S^{\text{IR}}/S$

Adimensionalizando, obtenemos:

$$c = t_{\text{orb}} \epsilon_{\alpha}^{\text{IR}} S \sigma (T_{\text{T}}^{\text{IR}})^4 / M C_e T_o$$

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 μ SAT, 1994)

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

Valor estimado de las constantes utilizadas (Proyecto μ SAT, 1994; Mauduyt, 1992)

$$\begin{aligned} \alpha^{\text{AL}} &\approx 1 \\ S^{\text{AL}}/S &\approx 0.5 \\ a &\approx 0.5 \\ F_T &\approx 0.3 \\ (\epsilon_{\alpha})^{\text{AL}} &\approx 0.075 \\ d &= 0.02810482 \end{aligned}$$

Rango de valores explorados

$$\begin{aligned} a &\in [0.1, \dots, 0.5] \\ b &\in [0.04, \dots, 0.2] \\ c &\in [0.02, \dots, 0.1] \\ d &\approx 0.3 \text{ (albedo)} \end{aligned}$$

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.

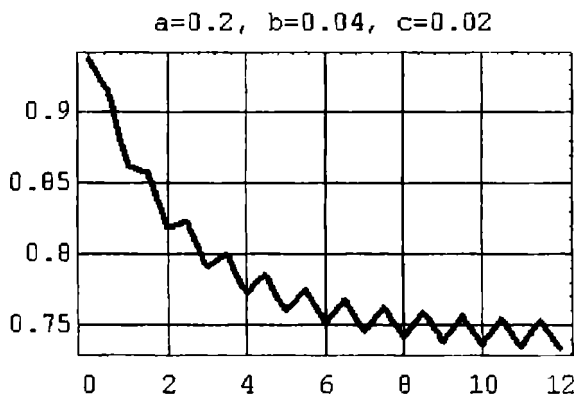


Figura 1

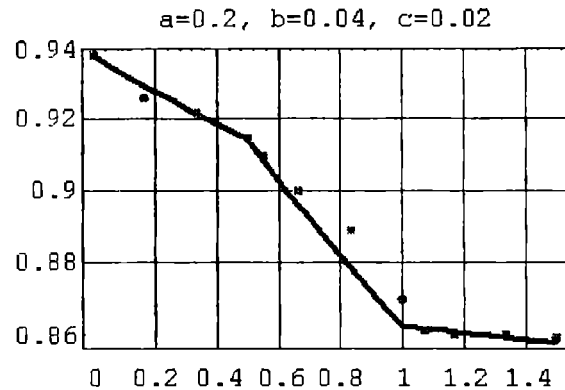


Figura 2

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 periodos -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 microsátélite μ 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 μ 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

1000

1000
1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000