

DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA TÉRMICA DE SUJECIONES MECÁNICAS DE UN COMPONENTE DE APLICACIÓN ESPACIAL

Ignacio Moore, Cristian F. Pardo, Matías Scandura

Área Departamental Aeronáutica – Facultad de Ingeniería – UNLP
Calle 116 s/n entre 47 y 48. La Plata, Buenos Aires, Argentina. CP 1900.
e-mail: cristian.pardo@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: Resistencia térmica, sujeciones mecánicas, componente espacial.

Introducción

En aplicaciones espaciales es de gran importancia determinar las resistencias térmicas de las sujeciones mecánicas que vinculan un equipo a la estructura principal de un satélite. En el análisis y diseño térmico del equipo, se debe conocer cuanta energía se transfiere por conducción entre este y dicha estructura principal, siendo necesario determinar lo más fehacientemente posible la resistencia térmica de las sujeciones, para emplearla en modelos numéricos.

El valor de la resistencia térmica de una sujeción mecánica depende de diversos factores, siendo los principales la configuración geométrica (espesores y diámetros de arandelas, diámetro de tornillo y diámetros y largo de inserto, etc.), materiales, torque de ajuste, pegamento empleado para el pegado del inserto a la estructura, etc.

En este trabajo, se presenta la determinación de los valores de resistencia térmica para 3 sujeciones mecánicas a ser empleadas en un componente satelital. Para esto, se llevó a cabo una serie de ensayos en una cámara de termo-vacío, utilizándose los valores arrojados por estos en el ajuste de modelos analíticos y numéricos. De esta manera fue posible modelizar de forma simplificada estas sujeciones para poder utilizar estos modelos matemáticos en modelos más complejos que simulan la interacción térmica del componente con el satélite y con el entorno espacial.

Parte experimental

En la siguiente figura se observa en corte la geometría de una de las 3 sujeciones:

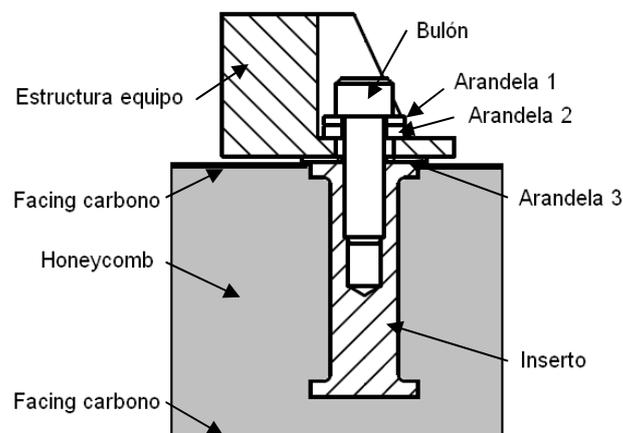


Figura 1. Vista en corte sujeción tipo 1.

Las otras dos sujeciones presentan geometrías conceptualmente similares, pero con algunas diferencias.

Dado que el flujo de calor es entre la estructura del equipo y la estructura del satélite, la cual es del tipo sándwich (como se observa en la figura 1), para determinar los valores de las resistencias térmicas se realiza una probeta la cual contiene a la sujeción y a solo una pequeña porción de cada una de las estructuras.

Luego se aísla térmicamente la probeta, dejándose solo una superficie expuesta, la cuál es el facing inferior.

Durante el ensayo, se aplica potencia mediante una resistencia eléctrica en la superficie que representa la estructura del equipo, y se dejan estabilizar las temperaturas, llegándose prácticamente a régimen estacionario ($\Delta T/\Delta t \leq 1^\circ\text{C/h}$). Conocida la potencia entregada y las temperaturas en los diferentes puntos, se calculan las resistencias térmicas de cada sujeción.

En la siguiente figura se observa gráficamente lo anteriormente explicado:

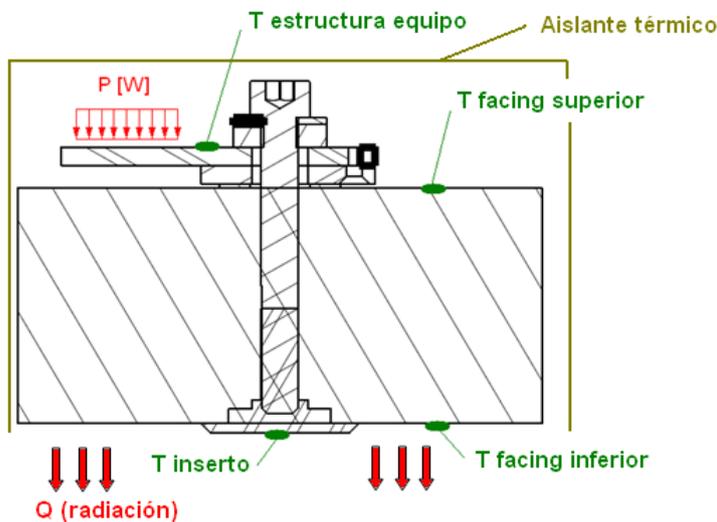


Figura 2. Representación conceptual del ensayo.

Dado que el componente es de uso satelital, los ensayos deben realizarse en vacío, para lo cual se emplea una cámara de termo-vacío. Dicha cámara alcanza un vacío del orden de 1×10^{-7} mbar y tiene una camisa con un circuito de nitrógeno líquido que llega a -190°C , siendo esta el sumidero térmico del ensayo.

El aislante térmico es del tipo MLI (multi-layer insulation) empleado en la industria satelital, el cuál minimiza el intercambio de calor por radiación entre la probeta y la camisa de la cámara. Como se explicó anteriormente, el facing exterior se deja sin aislar ya que es por allí por donde el calor es expulsado mediante radiación a la camisa de la cámara.

Los sensores empleados en cada punto de medición son termocuplas tipo T (cobre – constantan).

En la figura 3 se observa el modelo de resistencias considerado para cada sujeción, y el modelo de resistencias final a emplearse en los modelos térmicos matemáticos:

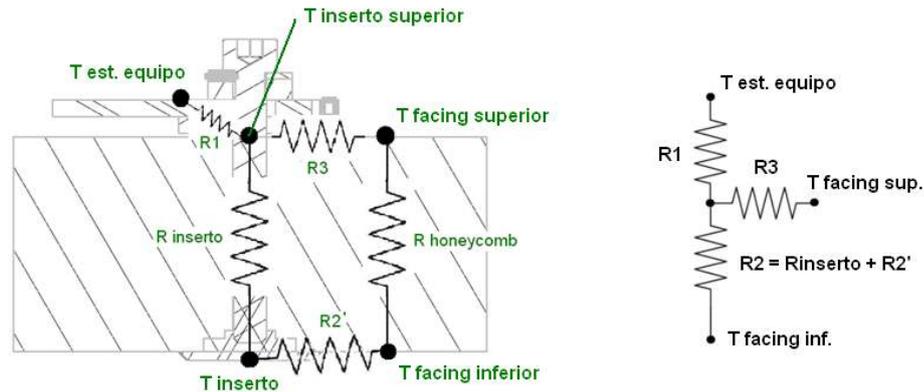


Figura 3. Modelo de resistencias para cálculo (izq.) y modelo de resistencias final (der.)

Si bien en el cálculo de las resistencias se tiene en cuenta la R honeycomb, en el modelo final no. Esto se debe a que el modelo matemático del satélite ya considera el honeycomb.

La R honeycomb para cada sujeción se calcula analíticamente según la siguiente expresión:

$$R_{honeycomb} = \frac{l}{k \cdot A} = \frac{0,052m}{1 \frac{W}{m \cdot ^\circ C} \cdot 0,009739m^2} \rightarrow R_{honeycomb} = 5,34 \frac{^\circ C}{W}$$

Mientras que para determinar la Rinserto para cada sujeción, se realiza un modelo numérico, al cual se le aplica una temperatura de borde en un extremo y una potencia en el otro:

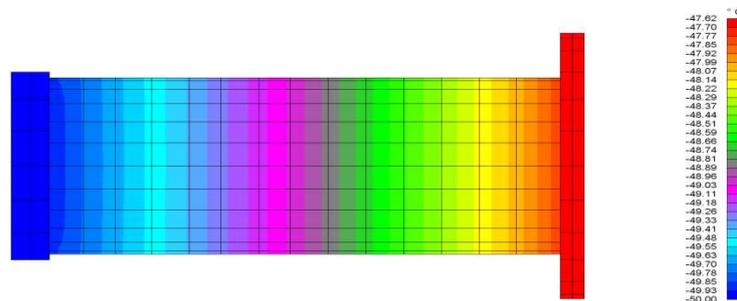


Figura 4. Modelo numérico resistencia térmica de inserto, sujeción 3.

Siendo Rinserto:

$$R_{inserto} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{-47.62^\circ C - (-50^\circ C)}{1W} \rightarrow R_{inserto} = 2,38 \frac{^\circ C}{W}$$

En la siguiente imagen se observa la disposición de las probetas en la cámara, la camisa refrigerada (paredes negras), los aislantes térmicos y los cables de potencia y de termocuplas.

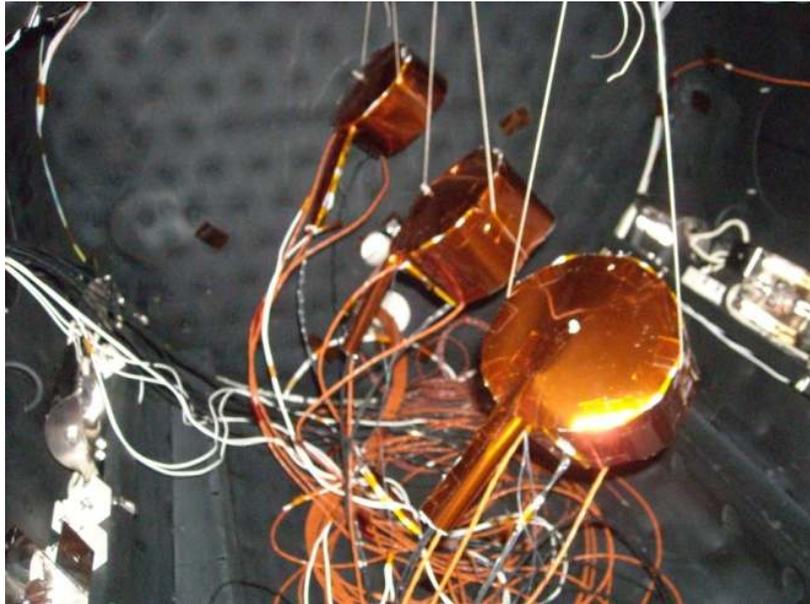


Figura 5. Disposición de probetas en el ensayo.

Para cada sujeción, se ensaya a dos valores de potencia aplicada, presentándose a continuación los valores de temperatura alcanzados en cada punto para la sujeción 1:

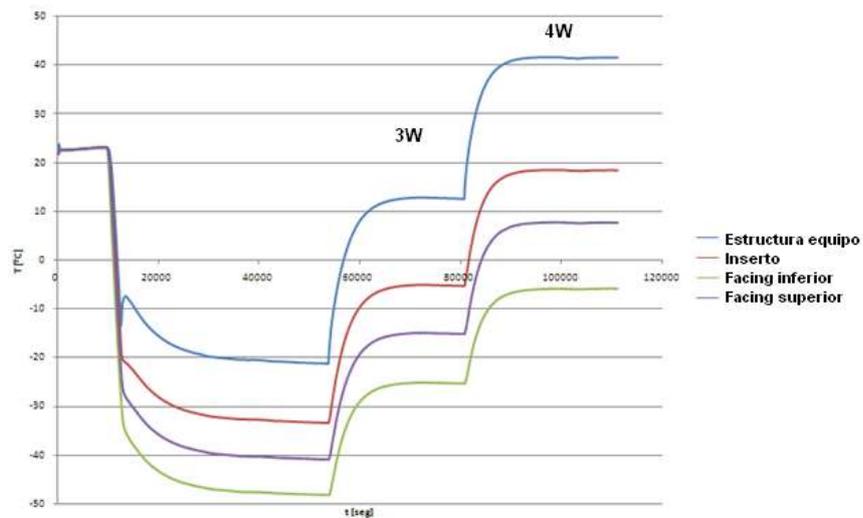


Figura 6. Temperaturas medidas en ensayo. Sujeción 1.

En la siguiente tabla, se presentan los valores de temperaturas obtenidos para cada sujeción a diferentes potencias:

Tabla 1. Temperaturas medidas en los ensayos.

	Sujeción N°1	Sujeción N°2	Sujeción N°3
Potencia [W]	2,94	2,89	2,99
T est. equipo [°C]	12,5	12,8	32,4
T inserto [°C]	-5,4	-18,8	-13,2
T f. sup. [°C]	-15,3	-20,7	-23,5
T f. inf. [°C]	-25,3	-28,5	-33,9
Potencia [W]	3,99	3,92	3,99
T est. equipo [°C]	41,6	40,5	61,4
T inserto [°C]	18,3	3,6	8,3
T f. sup. [°C]	7,6	2,0	-2,8
T f. inf. [°C]	-5,9	-8,5	-16,0

Debido a que existen pérdidas de potencia a través del aislante como así también a través de los sensores, se realiza un modelo numérico detallado de cada probeta, el cual se analiza para las condiciones de borde del ensayo. Mediante estos análisis se pueden estimar las pérdidas en los sensores y en el aislante.

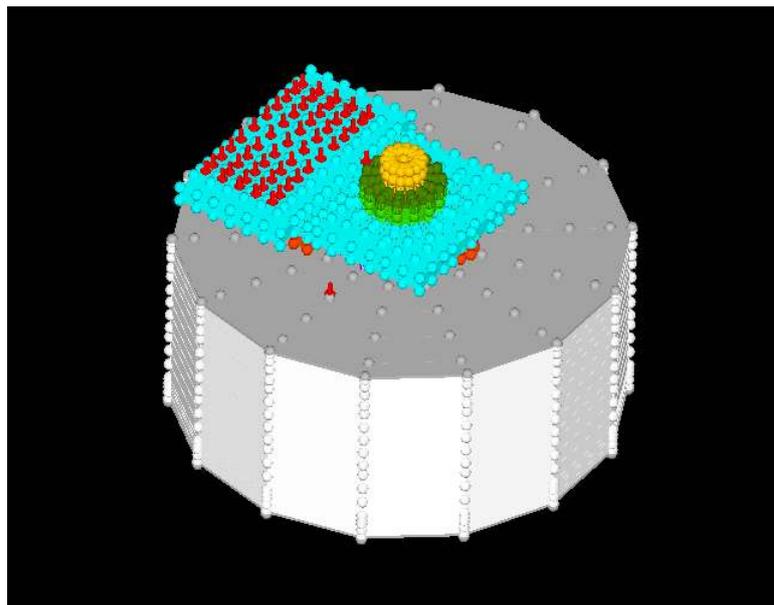


Figura 7. Modelo numérico detallado. Probeta sujeción 2.

Resultados

Una vez conocidas las pérdidas y las temperaturas alcanzadas en cada punto, se calculan las resistencias térmicas para cada sujeción siguiendo el modelo de resistencias de la figura 3 izq.

En la siguiente tabla se presentan los valores de resistencias térmicas para cada sujeción:

Tabla 2. Valores de resistencias térmicas obtenidos para cada sujeción.

	Sujeción N°1	Sujeción N°2	Sujeción N°3
R1 [K/W]	8	11,28	19,16
R2 [K/W]	79,89	12,63	67,28
R3 [K/W]	5,26	5,55	5,99
Req. [K/W]	12,94	15,14	24,66

Conclusiones

- Se presentó un método para determinar la resistencia térmica de sujeciones mecánicas de un componente espacial, útil para trabajos futuros similares.
- Debido a las bajas potencias que se manejaron en el ensayo, las pérdidas por los sensores y por el aislante no se pueden despreciar, siendo los resultados sensibles a las mismas.
- Dado que el fenómeno es tridimensional, la solución presenta simplificaciones. Esto significa que se considera en los modelos analíticos de resistencias (no en los detallados numéricos) a la temperatura en los facings, la estructura del equipo y en la cara inferior del inserto homogénea sin gradientes.

Bibliografía

Spacecraft Thermal Control Handbook. David Gilmore.
Satellite Thermal Control for Systems Engineers. Robert D. Karam.