



Universidad Politécnica de Madrid

TRANSFERENCIA DE CALOR Y CONTROL TÉRMICO

Diseño térmico preliminar de un microsatélite con ESATAN-TMS.

Autora:
Inés Arauzo Andrés

Índice

1. Introducción	1
2. Enunciado y objetivos del problema	1
3. Modelización	2
3.1. Definición de la geometría	3
3.1.1. Estructura	4
3.1.2. Cargas de pago	4
3.1.3. Paneles solares	5
3.1.4. Radiador	5
3.2. Definición de los contactos	6
3.3. Caso radiativo y condiciones de contorno	7
3.4. Caso de análisis	8
4. Resultados	9
5. Conclusiones	11

Índice de figuras

3.1. Geometría parte frontal	3
3.2. Geometría parte trasera	4
3.3. Interfaces conductivas del modelo	6
3.4. Potencia absorbida	8
4.1. Variación de temperatura de las cargas de pago en una órbita	9
4.2. Variación de temperatura de la caja electrónica	9
4.3. Visualización de la temperatura del satélite en una órbita.	10
4.4. Temperatura media del exterior del satélite en una órbita.	10
4.5. Temperatura media del interior del satélite en una órbita.	11
5.1. Temperaturas del modelo del GHGSat-D.	12

1. Introducción

En el presente informe se recogen los resultados y conclusiones extraídos de la realización del ejercicio de diseño térmico preliminar de un microsatélite con ESATAN-TMS de la asignatura de Transferencia de calor y control térmico del Máster Universitario en Sistemas Espaciales (MUSE) en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio (ETSIAE) de la Universidad Politécnica de Madrid (UPM).

Se reúnen los datos del enunciado y los objetivos del trabajo en la Sección 2, mientras que en la Sección 3 se resumen el proceso de definición y modelización de la física del problema en el programa. En la Sección 4 se muestran los resultados obtenidos acordes al planteamiento empleado y en la Sección 5 se evalúan las conclusiones extraídas tanto de los resultados como de la realización del trabajo.

2. Enunciado y objetivos del problema

Diseño térmico preliminar de un micro-satélite en órbita LEO circular heliosíncrona cuyos equipos (una caja electrónica y otros dos equipos no especificados situados en el interior del satélite) consumen la potencia media por órbita generada por medio de las células solares, de forma que la caja electrónica consuma el 50 % de dicha potencia y se encuentre en todo momento en un rango de temperaturas entre -20 y 40° C. Para ello se imponen ciertas condiciones:

- Disposición interior con una, dos o tres bandejas para albergar equipos.
- Caja electrónica (con un nodo no geométrico en su interior) y otros equipos representados solo con nodos no geométricos.
- Panel solar
- Al menos 8 posiciones orbitales
- Apuntamiento que maximice la potencia generada por los paneles.
- Factor de empaquetamiento de las células solares $f \in [0,6, 0,9]$
- Rendimiento de las células $\eta \in [0,2, 0,3]$.
- La potencia producida se puede disipar de forma constante entre los tres nodos no geométricos del modelo, el de dentro de la caja electrónica que consume el 50 % más los otros equipos adicionales que consumen el otro 50 %.
- Cálculo de la potencia media obtenida en una órbita mediante el flujo solar incidente sobre las células solares promediado para las distintas posiciones orbitales y multiplicado por los factores de empaquetamiento y rendimiento.

3. Modelización

El microsatélite definido en este proyecto se ha inspirado en el prediseño del UPMSat-3 (acuda a [1] para más información de la misión) de cara a definir tanto las dimensiones del satélite como la órbita del mismo. Así el satélite diseñado se ha dimensionado como se puede ver en la Tabla 3.1, donde se entiende *body* como la estructura principal del satélite mientras que *SolarPanels* hace referencia a una geometría rectangular que simula los paneles y *tray* las bandejas A y B.

Tabla 3.1: Dimensiones externas del satélite.

Parte de la estructura	L_x [m]	L_y [m]	L_z [m]	t [m]
Body	0.2	0.2	0.3	$4 \cdot 10^{-3}$
E Box	0.1	0.1	0.05	$1 \cdot 10^{-3}$
Solar Panels	0.3	0.6	-	$5 \cdot 10^{-3}$
Tray_A	0.2	0.2	-	$2 \cdot 10^{-3}$
Tray_B	0.3	0.4	-	$2 \cdot 10^{-3}$
Radiator	0.28	0.18	-	$2 \cdot 10^{-3}$

Asimismo, desde un principio se implementaron en el programa una serie de materiales y recubrimientos, que quedan definidos en las Tablas 3.2 y 3.4 respectivamente

Tabla 3.2: Materiales usados en el diseño del satélite.

Material	ρ [$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$]	C_p [$\frac{\text{J}}{\text{kg K}}$]	k [$\frac{\text{W}}{\text{m K}}$]
Al 6061-T6	2700	896	160
GaAs	5300.0	1020	55
MLI	300	900	*
PCB	3312	661.52	83

La conductividad de la MLI se ha modelizado de tal forma que varíe con la temperatura, según se dispone en la Tabla 3.3

Tabla 3.3: Conductividad de la MLI con la temperatura.

T [$^{\circ}\text{C}$]	k [$\frac{\text{W}}{\text{m K}}$]
-75	$3.93 \cdot 10^{-3}$
-45	$1.04 \cdot 10^{-2}$
14	$1.50 \cdot 10^{-2}$
50	$2.29 \cdot 10^{-2}$
70	$3.37 \cdot 10^{-2}$

Tabla 3.4: Recubrimientos usados en el diseño del satélite.

Recubrimiento	ε	α
ATU2110	0.02	0.06
White TiO ₂	0.9	0.1
Copper Coat	0.9	0.9
Solar Cells	0.8	0.85

El ATU2110 es un recubrimiento de poliimida y aluminio desarrollado por Airbus Defence and Space para proteger los satélites contra las altas temperaturas y la radiación solar en órbita, ya que cuenta con una muy baja emisividad para minimizar la pérdida de calor y una alta resistencia a la radiación y las temperaturas extremas. Este recubrimiento se ha usado tanto en el Sentinel como en el hispasat (ver [2], [3] y [4])

La pintura blanca con TiO_2 ([5], [6]) tiene la ventaja frente a la pintura blanca normal de que protege la estructura contra los rayos UV del sol, que pueden ser dañinos, y hace que el recubrimiento sea más duradero. (ver [7] y [8])

3.1. Definición de la geometría

A continuación, se implementó la geometría que se puede ver en las Figuras 3.1 y 3.2 y con ello los materiales, recubrimientos y modelos de cálculo que llevaría cada pieza, lo que conllevó varias iteraciones para obtener los resultados deseados. Se procede a explicar como quedó cada pieza:

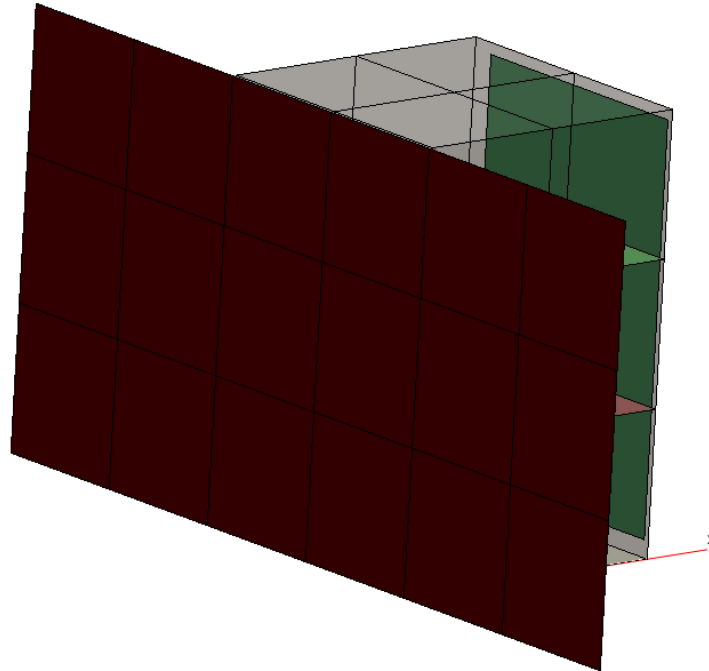


Figura 3.1: Geometría parte frontal

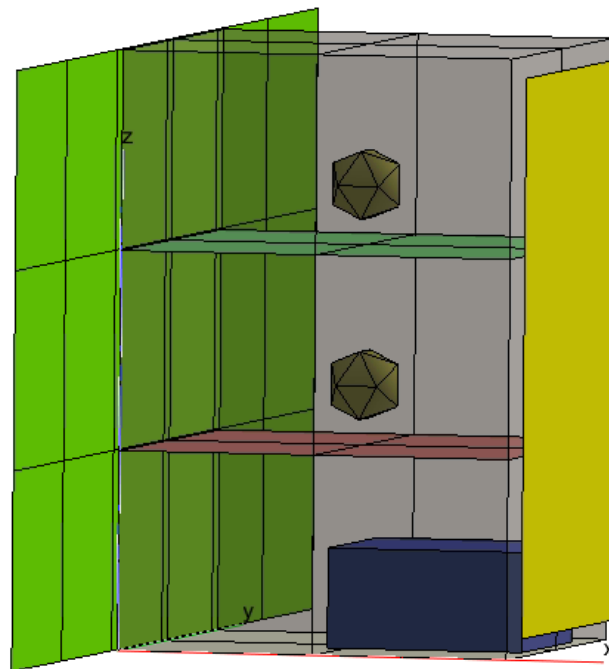


Figura 3.2: Geometría parte trasera

3.1.1. Estructura

En primer lugar se definió el cuerpo del satélite con las dimensiones que se especifican en Tabla 3.1, y en una primera iteración se pretendía fabricar solo con aluminio 6061, pero tras realizar una primera simulación térmica, se comprobó que la caja se calentaba mucho, por lo que se decidió que la estructura tendría una composición dual, siendo por dentro de Al6061-T6 y por fuera una MLI. Asimismo, en lo que respecta a los recubrimientos, desde un principio se decidió que el exterior fuese blanco, a fin de evitar elevar la temperatura por flujo de calor por radiación, mientras que el interior lleva un recubrimiento de cobre (similar a la pintura negra, pero con ciertas ventajas sobre ella). En cuanto al modelo de cálculo, se especificó desde un principio que se obtuviese a partir de las propiedades de los materiales.

Las bandejas A y B son idénticas, ambas hechas de aluminio y recubiertas con cobre. De cara a una nueva iteración se pretende implementar una estructura tipo sándwich de CFRP con un material ortótropo para aligerar las bandejas, pero por ahora la estructura ha quedado de aluminio.

3.1.2. Cargas de pago

En el enunciado se definía el requisito de introducir una caja electrónica, por lo que la primera carga de pago (*PL1*) hace referencia a la misma, que va dentro de la propia caja electrónica (*Ebox*). De este modo, la caja electrónica (dimensiones especificadas en la Tabla 3.1) está en la parte baja

del satélite, en contacto directo con la cara del plano XY. Esta caja está hecha de Aluminio 6061 y por dentro está recubierta de cobre mientras que por fuera es blanca, así absorberá gran parte del calor por radiación emitido por la (PL1) e impedirá en gran medida que se caliente por la radiación procedente de la estructura.

En cuanto a la carga de pago que va dentro de la estructura, sabiendo que la mayoría de la masa sería de PCB, pero habiendo también otros componentes se le ha atribuido un valor de capacitancia de $10000 \frac{J}{K}$. Este valor es ligeramente alto, ya que la capacitancia es el resultado de multiplicar la masa de la estructura por el calor específico del material que la compone, pero en iteraciones anteriores

Respecto a las otras dos cargas de pago, estas pretenden simular la batería (PL3) y el IMU (PL2), cuyo rango de temperaturas es aproximadamente $[0, 60] ^\circ C$. De este modo, la (PL2) se encuentra en la bandeja del medio (Tray_A) mientras que la (PL3) está colocada en la superior (Tray_B). A estas se les ha asignado respectivamente capacitancias de 10000 y $20000 \frac{J}{K}$.

3.1.3. Paneles solares

Con la geometría definida en la Tabla 3.1 se pretende simular un conjunto de tres paneles, uno fijo y dos desplegados, por lo que de cara a iteraciones futuras, sería conveniente separarlos para modelizar mejor su comportamiento. Estos paneles se simulan con composición dual, estando la cara que apunta al sol hecha de GaAs con un espesor de 0.4 mm para modelar el material de las células, y la que da al satélite siendo un sustrato de aluminio de espesor 1 mm. Se planteó la posibilidad de hacer el sustrato de PCB, pero por ser un satélite pequeño se concluyó que no merecía la pena. En línea con la composición dual, cada cara tiene un recubrimiento distinto, llevando la parte de las celdas una capa del recubrimiento específico para los paneles y la otra pintada de blanco.

En este caso, por ser la estructura tan heterogénea, el cálculo no se hace a partir de las propiedades de los materiales, sino que se ha impone una conductancia de $50 \frac{W}{K m^2}$.

3.1.4. Radiador

El radiador ha sido probablemente el elemento que más ha cambiado con las iteraciones, ya que ha cambiado tanto de recubrimientos como de forma y tamaño. En primera instancia esta pieza se colocó en la cara inferior del satélite (plano XY), con un tamaño de $0.15 \times 0.15 m^2$, pero al llevar a cabo el análisis térmico, este se saturaba, es decir, la caja electrónica acababa subiendo la temperatura del radiador y este a su vez la del satélite, en lugar de conseguir enfriar la caja. Así, se probó a simplemente aumentar el tamaño a $0.175 \times 0.175 m^2$, pero sucedía lo mismo. De este modo, se concluyó que era necesario un aumento significativo del tamaño, por lo que se redefinió el radiador (y todos sus contactos) para colocarlo en la cara posterior del satélite (plano YZ contrario a los paneles solares). Con este tamaño (ver Tabla 3.1) se logra llevar la caja electrónica a una temperatura adecuada.

En lo que respecta a materiales, al igual que la estructura, el radiador es de Aluminio 6061 T6 y por fuera está pintado de blanco. No obstante, por la cara interna está recubierto con un ATU211, un revestimiento de muy baja emisividad, que evita que la pieza radie hacia adentro el calor que le llega de la Ebox.

Al igual que la estructura, como el material está perfectamente definido, se pide que los cálculos se lleven a cabo con las propiedades de los materiales.

3.2. Definición de los contactos

Una vez definida toda la geometría, se impone como se conectan las piezas entre sí. Nótese que en la geometría, aunque no se ha comentado, todos los elementos han quedado definidos como Activos, es decir, transmiten calor tanto por radiación como por conducción.

En primer lugar se generan las interfaces conductivas (vease la Figura 3.3 y se cambian de tipo *fused* a tipo *Contact*, definiendo una conductancia de $300 \frac{W}{K m^2}$ para todas las interfaces Aluminio-Aluminio¹.

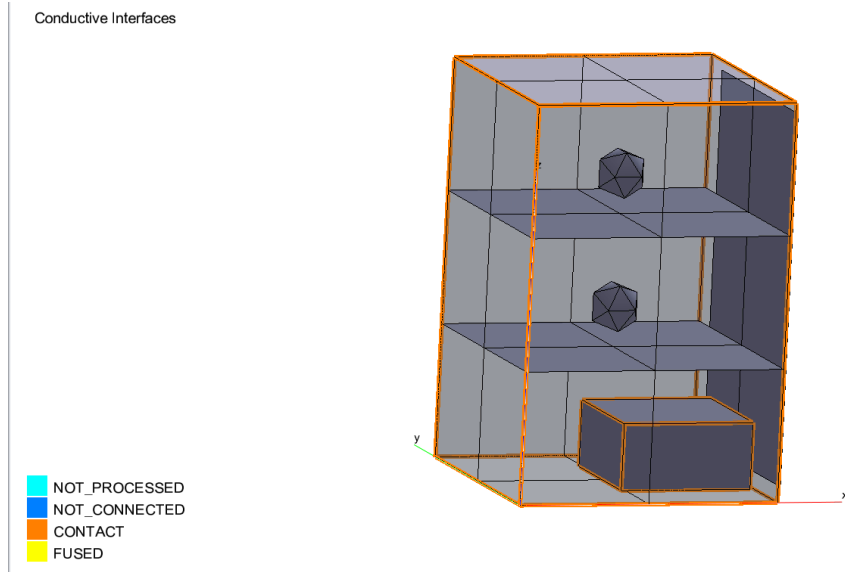


Figura 3.3: Interfaces conductivas del modelo

A continuación se han definido las *contact zones*, esto es, las áreas que están en contacto directo entre sí:

- Ebox-Body: Se definen cuatro ligaduras (por las 4 caras de la cara inferior del cuerpo) y nuevamente se define una conductancia de contacto de $300 \frac{W}{K m^2}$, para tener en cuenta la rugosidad y las impurezas de los materiales, con un hueco máximo de 0.3mm.
- Panel-Body: en este caso se definen 6 conectores, para ir cara a cara de lo que sería el panel central. Por estar el panel en contacto por la superficie exterior y tener su propio recubrimiento, se define en este caso una conductancia más baja, de $200 \frac{W}{K m^2}$ con el mismo gap entre ellas.

Finalmente, se han conectado las partes de la estructura que no están en contacto directo entre sí mediante *User defined conductors*. Estos se han definido de diferente forma según el tipo de contacto, dando en unas ocasiones la conductividad de los materiales y el factor de forma y en otras directamente el *GL*:

$$GL = \frac{kA}{L} = SP \cdot k, \quad (3.2.1)$$

¹ Al cambiar las geometrías estas interfaces han sido modificadas varias veces, y se cree que hay un error en algún punto, ya que, como se verá en la Sección 4 la diferencia de temperatura entre las diferentes caras es muy alta, pero se han modificado varias veces, aumentando la conductancia hasta valores absurdos y no parece haber ningún error, por lo que se da por válido.

notese que este tipo de uniones está pensado para definir los *thermal straps*, pero se ha usado también para definir el contacto bandejas-cuerpo, por lo que se ha empleado la misma definición de *shape factor*

- Tray-Body: en primer lugar se han unido las bandejas al cuerpo (ya que el programa no genera esta interfaz automáticamente). Para ello se generan uniones con una conductividad de $300 \frac{\text{W}}{\text{K m}}$ y un factor de forma de 2 mm, lo que da un $GL = 0,6 \frac{\text{W}}{\text{K}}$
- Ebox-Rad: el contacto entre estas superficies se define directamente con un $GL = 100 \frac{\text{W}}{\text{K}}$, ya que se emplean los *thermal straps* LAB-1225CU de cobre de "thermotive" (véase [9]).
- Ebox-PL1: al igual que en el caso anterior, este contacto se ha definido mediante el GL , teniéndose en este caso un $GL = 20 \frac{\text{W}}{\text{K}}$.
- Tray_A-PL2 y Tray_B-PL3: estas uniones se han definido igual que la anterior, pero en estos caso con un $GL = 10 \frac{\text{W}}{\text{K}}$. de nuevo reiterar que en este tipo de uniones no se está empleando *thermal straps*, pero los nodos no-geométricos no se pueden conectar de otra forma.
- Rad-Body: en este caso sucede como en el primero, se ha dado la conductividad de $163 \frac{\text{W}}{\text{m K}}$ y un factor de forma de 5.6 mm, lo que arroja un $GL = 0,92 \frac{\text{W}}{\text{K}}$

3.3. Caso radiativo y condiciones de contorno

Para definir el caso radiativo se ha tomado una órbita heliosíncrona definida por los parámetros orbitales de la Tabla 3.5²

Tabla 3.5: Parámetros orbitales.

a [km]	$RAAN$ [°]	e	i [°]
6971	37.5	0	97.3

Por otra parte se ha definido el apuntamiento principal de forma que el eje -X, esto es, la dirección normal a los paneles solares apunte constantemente al sol, con el fin de cumplir el requisito de apuntamiento para máxima potencia que se impone en el enunciado. Dado que las cargas de pago que se están simulando no imponen ningún requisito de apuntamiento adicional, se ha escogido el de dirección normal a la órbita, aunque genera un warning porque no es posible mantener ambos apuntamientos a la vez. No obstante, como se comentaba, al no ser necesario, este error no afecta a los resultados.

Una vez se define el caso radiativo se puede ver la potencia absorbida por cada cara de panel, tal y como se puede ver en la Figura 3.4. Para este caso se tiene en cuenta el flujo por la radiación solar, el planetario y el de albedo.

Sabiendo que cada cara del panel absorbe una potencia media por órbita P_{abs} de 7.9 W, para conseguir la potencia que genera el mismo, no hay más que multiplicar por el rendimiento de las celdas $\eta = 0,85$ y por el factor de empaquetamiento del panel $f = 0,25$. Así la potencia media generada por órbita resulta,

²Los valores del entorno (temperatura en vacío, temperatura del sol o del planeta se han quedado como vienen por defecto, por lo que no se cree necesario comentarlo.

Heat Power (W): SSO.ALBEDO_PAF + SSO.IR_PAF + SSO.SAF

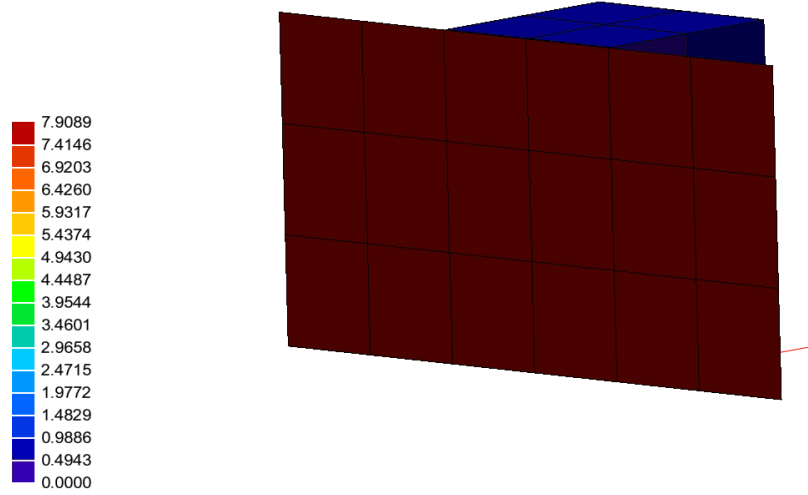


Figura 3.4: Potencia absorbida

$$P = \eta \cdot f \cdot P_{abs} = 30,22W. \quad (3.3.1)$$

Con ello, se imponen como condiciones de contorno que la caja electrónica disipe la mitad, 15 W y que cada una de las otras dos cargas de pago disipe 7.5 W en carga térmica.

Una vez definido todo el satélite y su entorno, se puede modelar el caso de análisis térmico.

3.4. Caso de análisis

Dentro caso de análisis hay que definir el caso radiativo que se desea, las condiciones de contorno (en donde se deben seleccionar las tres comentadas en la sección anterior) y la secuencia de control de la solución, donde se especifica que se trata de una simulación cíclica transitoria y se elige el sistema numérico de Crank-Nicolson para converger a ella, con un paso de tiempo inicial de 10s y un máximo de iteraciones de 500. Finalmente el *Control sequence* queda:

```

1 C
2   TIMEND=6009.7945
3   OUTINT=300.489725
4   NLOOP=500
5   RELXCA=0.01
6   DTIMEI=10.0
7   CALL SOLCYC('SLCRNC',0.01D0,0.01D0,6009.7945D0,500,' ', 'NONE')
8 C
9   CALL SLCRNC
10 C

```

Algoritmo 3.1: Solution control.

Con el caso de análisis definido se ejecuta y se procede a ver los resultados.

de calor, el interior del satélite no llega a temperaturas extremas, ni de frío ni de calor, tal y como se observa en la Figura 4.5.

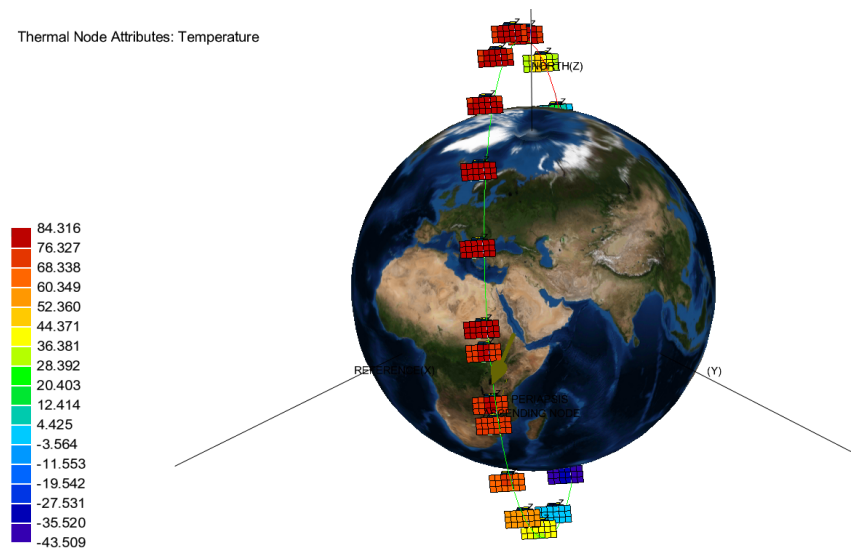


Figura 4.3: Visualización de la temperatura del satélite en una órbita.

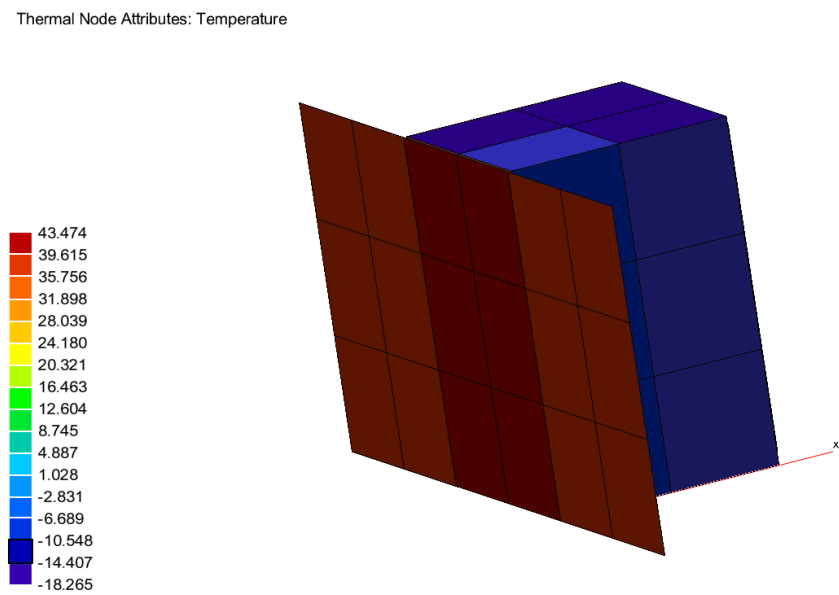


Figura 4.4: Temperatura media del exterior del satélite en una órbita.

Thermal Node Attributes: Temperature

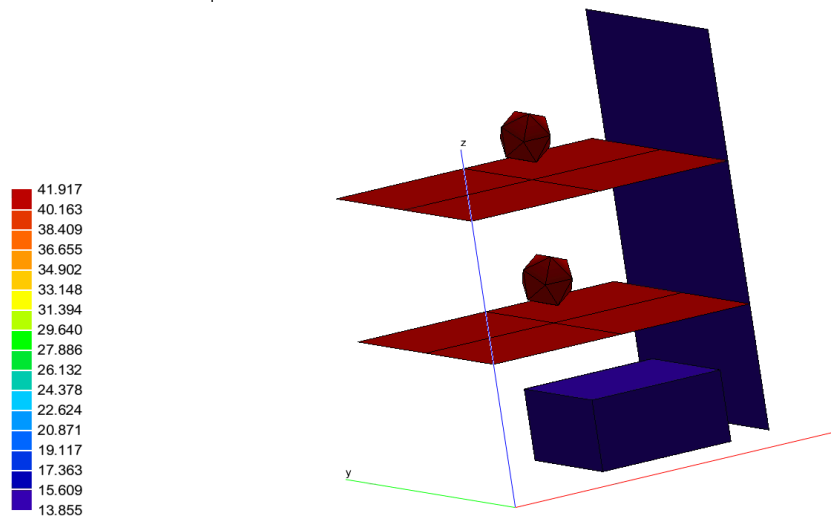


Figura 4.5: Temperatura media del interior del satélite en una órbita.

5. Conclusiones

Una vez se ha finalizado el diseño, hay ciertos comentarios de interés a realizar:

En primer lugar, destacar que al inicio este proyecto pretendía modelizar el GHGSat-D, un demostrador de tamaño 0.4x0.3x0.2m. Este estudio se llevó a cabo con el SAT1, modelo que está en el PC empleado, y que, llegó a funcionar como se puede ver en la Figura 5.1. Sin embargo, tras haber invertido una cantidad de tiempo relevante haciendo todo el modelo, y desarrollando el caso de análisis, se realizaron cambios³ en el modelo con el fin de ajustarse a los requisitos térmicos del enunciado, y el resultado fue el fallo total del modelo, sin llegar a saber porque daba error. Tras otra cantidad de tiempo interesante intentando revertirlo, se decidió optar por un satélite del cual se tuviera más información como es el UPMSat-3. Definitivamente el proceso de modelar el segundo satélite fue mucho más liviano que el primero, puesto que se podían aplicar todos los conocimientos obtenidos de la primera iteración, pero se considera que hubiese sido conveniente tener un conocimiento más avanzado del software de trabajo antes de comenzar la práctica. No obstante, el "pelearse con el programa" ha servido para adquirir conocimientos así como para ver la complejidad que tienen este tipo de softwares por detrás.

Por otra parte, en relación con el desconocimiento intrínseco, parte de lo que se pedía en este trabajo era investigación (ya sea de cara a materiales, recubrimientos, conductancias, *thermal straps*...). Se considera que el conocimiento adquirido en este sentido es muy interesante y sobre todo útil de cara a futuro, sin embargo, también se cree que al ser la primera interacción que se tiene con muchos de estos valores y elementos, aun no se tiene la experiencia suficiente como para poder decir a ciencia cierta si los valores que arroja el programa (o incluso los inputs que se sacan de los documentos de referencia) son aceptables.

Por último menciona que el trabajo ha permitido interiorizar y comprobar el proceso de diseño y cálculo en un programa tan puntero en sistemas térmicos como es Esatan-TMS, así como profundizar de forma práctica en los conocimientos teóricos adquiridos en la asignatura.

³cambios que luego se revirtieron, pero sin llegar a solucionar el problema

Thermal Node Attributes: Temperature

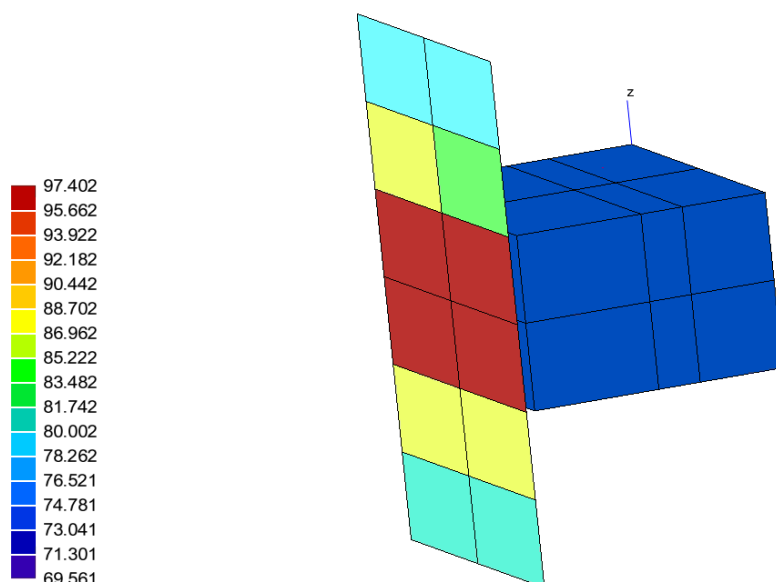


Figura 5.1: Temperaturas del modelo del GHGSat-D.

Bibliografía

- [1] *GHGSat*, <https://www.ghgsat.com/en/>.
- [2] F. Garcia-Moreno, S. Bézard y C. Druart, “ATU2110: A new spacecraft thermal control coating”, *Acta Astronautica*, vol. 67, n.º 3-4, págs. 444-450, ago. de 2010.
- [3] M. Boisard, B. Rosich y F. Davidson, “The Sentinel-1B Satellite and its SAR Payload”, en *IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, 2017.
- [4] J. García-Muñoz, A. Hidalgo y J. Abril, “Hispasat 36W-1: Design, development and in-orbit results of the first Spanish electric propulsion geostationary satellite”, *Acta Astronautica*, vol. 139, págs. 242-251, ago. de 2017.
- [5] W. Li, H. Wu, J. Li y S. Wang, “Characterization of high-temperature white coatings with low solar absorptance and high thermal emissivity”, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, vol. 137, págs. 168-174, 2015.
- [6] J. Lin y X. Sun, “A novel white coating with high solar reflectance and high thermal emissivity”, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, vol. 143, págs. 156-161, 2015.
- [7] A. Agarwal, R. Gangradey y R. Sharma, “Thermal analysis and experimental study of copper and black anodized copper coatings for spacecraft thermal control”, *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, vol. 1, n.º 3, págs. 86-91, 2012.
- [8] X. Li, X. Zhang, Q. Tang y Z. Zhang, “Thermal control coatings for spacecraft: A review”, *Progress in Organic Coatings*, vol. 77, n.º 9, págs. 1476-1490, 2014. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.porgcoat.2014.05.017>.
- [9] *Lab Series*, http://www.thermotive.com/lab_series.html, Accessed: 3 May 2023.