



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

PRÁCTICA ESATAN

TRANSFERENCIA DE CALOR Y CONTROL TÉRMICO

Autor: Andrés Pedraza Rodríguez

Profesor: Ignacio Torralbo Gimeno

MADRID, 21 DE MAYO, 2021

Resumen

El objetivo del presente trabajo es realizar el diseño térmico preliminar de una misión de observación terrestre en órbita baja y heliosíncrona. Como carga de pago se incluirá un telescopio infrarrojo y se tratará de seleccionar geometrías y materiales que mantengan dicha carga de pago, así como el resto de sistemas electrónicos, en un rango de temperaturas adecuado.

Índice

Índice de figuras	I
Índice de tablas	II
1. Introducción	1
2. Metodología	1
3. Resultados	2
3.1. Requisitos de la misión	2
3.2. Diseño geométrico	3
3.3. Materiales y recubrimientos empleados	6
3.4. Interfaces conductivas	8
3.5. Simulación	10
3.6. Modo <i>survival</i>	14
4. Conclusiones	15
Referencias	18

Índice de figuras

1.	Representación artística del satélite AEOLUS [1]	3
2.	Geometría exterior y vistas en planta de la bandeja inferior y desde Nadir (arriba); y geometría interior (abajo) con detalles del juego de espejos del telescopio.	5
3.	Ilustración del empleo de materiales en el satélite (se muestra con cortes para incluir interiores).	7
4.	Recubrimientos y superficies a nivel termo-óptico (se muestra con cortes para incluir interiores).	8
5.	Propiedades termo-ópticas a lo largo de la estructura en la banda infrarroja (izquierda) y en la banda solar (derecha). El satélite se muestra con cortes para incluir interiores.	8
6.	Ilustración de interfaces conductivas del satélite (se muestra con cortes para incluir interiores).	9
7.	Distribución de temperaturas de la zona más fría (izquierda) y de la zona más caliente (derecha). El satélite se muestra con cortes para incluir interiores.	10
8.	Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos a lo largo de la órbita.	11
9.	Evolución de la temperatura de los paneles solares a lo largo de una órbita.	11
10.	Evolución de la temperatura de la antena a lo largo de una órbita.	12
11.	Evolución de la temperatura del radiador del detector y del radiador del refrigerador a lo largo de una órbita.	12
12.	Evolución de la temperatura del detector a lo largo de una órbita.	13
13.	Evolución de la temperatura de las distintas zonas exteriores de la MLI que recubre la caja central (izquierda) y del exterior de la caja en sí (derecha).	13
14.	Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos y del detector.	14
15.	Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos a lo largo de la órbita.	15
16.	Evolución de la temperatura de los paneles solares a lo largo de una órbita.	16
17.	Evolución de la temperatura de la antena a lo largo de una órbita.	16
18.	Evolución de la temperatura del detector a lo largo de una órbita.	17

Índice de tablas

1.	Rangos de temperatura y potencias disipadas de los distintos equipos empleados.	2
2.	Geometrías empleadas en el diseño.	4
3.	Materiales empleados en el diseño y áreas de aplicación.	6
4.	Conductividad transversal de la MLI empleada, en el plano es nula (datos extraídos a partir de [2] y videotutoriales facilitados en Microsoft Teams).	6
5.	Recubrimientos empleados y sus áreas de aplicación.	7
6.	Conductancias en las uniones y elementos de control térmico.	9

1. Introducción

A la hora de definir un misión espacial se ha de prestar especial atención a la gestión térmica del vehículo ya es un factor clave a la hora de determinar la vida útil y la mayoría de fallos suelen producirse por calentamiento. En este trabajo se abordará el diseño térmico preliminar de una misión por lo que se podrán seleccionar los materiales, espesores, acabados y geometrías oportunos para garantizar un control térmico eficaz. Sin embargo, no debe olvidarse que en posteriores etapas de diseño se habrán de introducir otras restricciones que amaneceen del resto de diseños *e.g.* requisitos estructurales, de gestión y producción de potencia o de coste.

2. Metodología

Para abordar el diseño se ha recurrido a la herramienta de software ESATAN la cual permite un análisis térmico tanto conductivo como radiativo además de ofrecer herramientas para la simulación térmica a lo largo de una órbita definida.

En este caso, al no contarse con requisitos de disposición, geometría o potencia se ha hecho un estudio previo de misiones anteriores de observación terrestre y finalmente se ha seleccionado la misión AEOLUS [1] como punto de partida para el diseño general. Posteriormente se han seleccionado los materiales de acuerdo a su funcionalidad dentro de la nave y se han obtenido sus propiedades a partir de MATWEB y otras referencias debidamente indicadas a lo largo del informe.

Además se ha hecho uso de los apuntes de la asignatura Transferencia de Calor y Control Térmico y del material facilitado en la plataforma Moodle y Microsoft Teams.

3. Resultados

3.1. Requisitos de la misión

El satélite ha sido diseñado atendiendo a una serie de requisitos:

- El satélite se encuentra en órbita LEO, circular y heliosíncrona
- Se debe incluir una caja electrónica, un telescopio infrarrojo y otros dos equipos adicionales
- Dichos equipos consumen, entre los cuatro, la potencia media extraída por los paneles durante la órbita.
- Además, estos equipos deben mantener a sus temperaturas de funcionamiento durante toda la órbita.
- Los equipos han de funcionar simultáneamente.

Además, los equipos seleccionados imponen unos rangos de temperaturas y suponen una potencia disipada que ha de gestionarse térmicamente. Estos datos se recogen en la Tabla 1.

Tabla 1: Rangos de temperatura y potencias disipadas de los distintos equipos empleados.

Condiciones de control				
Equipos		Rango de temperatura [°C]	Potencia media [W]	Referencias
COM	Antena	de -50 a 85	10	[3]
	Electrónica	de -30 a 60		
ADCS		de -40 a 70	100	[4]
OBC		de -25 a 65	400	[5]
Telescopio	Detector	menor a -40	830	[6]
Refrigerador		—	1085.8	[7] [8]
Paneles solares		de -55 a 125	1340.8	[9]

El objetivo de esta misión será mantener estos equipos dentro de su rango de funcionamiento. Como puede observarse, si se consultan las referencias, la información ha sido obtenida a partir de elementos típicos de cube-sats por lo que se ha escalado la potencia de forma conveniente.

3.2. Diseño geométrico

Para el diseño geométrico se ha tomado como base el telescopio de observación terrestre AEOLUS ([1]) el cual, como se puede apreciar en la Figura 1. Como se puede observar el telescopio dispone de una estructura cilíndrica que aloja el telescopio ALADIN la cual va recubierta con una manta térmica. El resto de equipos van situados en una estructura cúbica la cual también se recubre con una MLI. Además, el satélite cuenta con dos paneles solares desplegables y orientables.



Figura 1: Representación artística del satélite AEOLUS [1]

En base a esto se definen las geometrías que aparecen en la Tabla 2 las cuales se muestran implementadas en la Figura 2. En este caso se ha optado por una refrigeración pasiva para el detector ya que se encuentra separado de la electrónica del satélite la cual, en cambio, ha de ser refrigerada de manera activa por un circuito de refrigeración.

Tabla 2: Geometrías empleadas en el diseño.

		Geometría		Nodos
BODY	Central Equipos	BX	Estructura cúbica que aloja los equipos electrónicos	1000 1500
		BX_mli	Manta térmica que recubre BX	2000 2500
		TRAY	Bandeja portaequipos en el interior de BX	4000 4500
		ADCS	Caja que contiene los equipos de control de actitud	5000 5500
		CAJA_ELECTRONICA	Caja electrónica con el ordenador y la batería	6000 6500
		Comunicaciones	COM1 Caja que contiene los equipos de telecomunicaciones COM2 Antena de telecomunicaciones	7000 7500 8000 8500
	Telescope	TLC_C_estruct	Estructura cilíndrica que protege al telescopio de la radiación	9000 9500
		TLC_C_mli	Manta térmica que recubre TLC_C_estruct	10000 10500
		TLC_D_estruct	Estructura discal que protege al telescopio de la radiación	11000 11500
		TLC_D_mli	Manta térmica que recubre TLC_D_estruct	12000 12500
		TL_cone	Estructura cónica que aloja el juego de espejos del telescopio	13000 13500
		TL_detector	Detector infrarrojo	14000 14500
		TL_mirror	Primer espejo del telescopio	16000 16500
		TL_mirror2	Segundo espejo del telescopio	15000 15500
		TL_electronics	Caja con la electrónica del telescopio	19000 19500
		COOLER	Refrigerador de los equipos	20000 20500
	Thermal_control	RDTR	Radiador del detector	3000 3500
		ADCS_cooler	Extremos fríos del refrigerador a 10 °C	
		CAJA_cooler	1	
		COM_cooler	2	
		TL_electronics_cooler	3	
			4	
SOLAR_PANELS	SP1	Panel solar en x+ (véase Figura \ref{fig:Geometria} para orientación)		17000 17500
	SP2	Panel solar en x- (véase Figura \ref{fig:Geometria} para orientación)		18000 18500

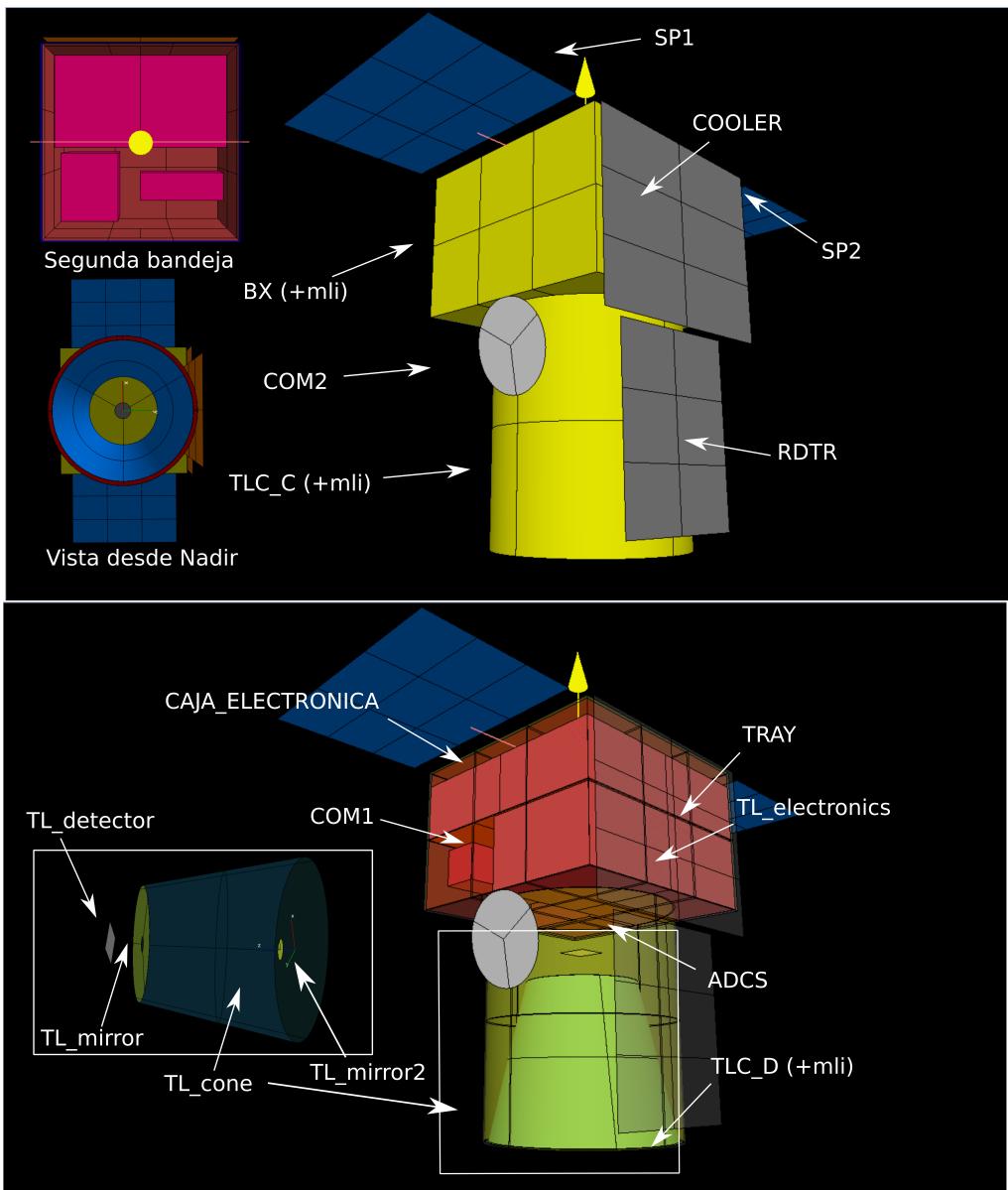


Figura 2: Geometría exterior y vistas en planta de la bandeja inferior y desde Nadir (arriba); y geometría interior (abajo) con detalles del juego de espejos del telescopio.

3.3. Materiales y recubrimientos empleados

Para cumplir con estos requisitos y conformar la estructura del satélite se han seleccionado los materiales que se recogen en la Tabla 3. Y sus áreas de aplicación pueden visualizarse en la Figura 3. En la Figura 3 se puede apreciar la distribución de los materiales escogidos.

Tabla 3: Materiales empleados en el diseño y áreas de aplicación.

Materiales						
Nombre	Material	Densidad [kg/m ³]	Calor específico [J/(kg·K)]	Conductividad [W/(m·K)]	Descripción	Referencia
ABS_plastic	ABS (polímero)	1200	1600	0.2	Para el exterior de las cajas electrónicas	[10]
Al_7075_T6	EN-AW-7075 T6	2810	960	130	Como material estructural de todo el satélite	[11]
Al_6061_T6	EN-6061-T6	2700	896	167	Sustrato del espejo	[12] [13]
Be_Cu	Aleación de cobre-berilio UNS C17000	8260	420	118	Para la antena de telecomunicaciones	[14]
GaAs	Celdas solares de Ga-As	5300	1000	55	Células de los paneles solares	[2]
Gold	Oro para el espejo IR	19320	128	301	Para el espejo del telescopio	[15] [13]
MLI	Multi-Layer Insulation	300	900	véase Tabla 4	Manta térmica que recubre la estructura central del satélite	[2]
Radiator	SSM de cuarzo (8 mm de cuarzo y 500 μm de aluminio depositado)	2200	700		Espejo de segunda superficie del radiador	[16] [17] [18]

Tabla 4: Conductividad transversal de la MLI empleada, en el plano es nula (datos extraídos a partir de [2] y videotutoriales facilitados en Microsoft Teams).

Temperatura [°C]	Conductividad [W/(m·K)]
-75	0.00393
-45	0.0104
14	0.01449
50	0.02289
70	0.03368

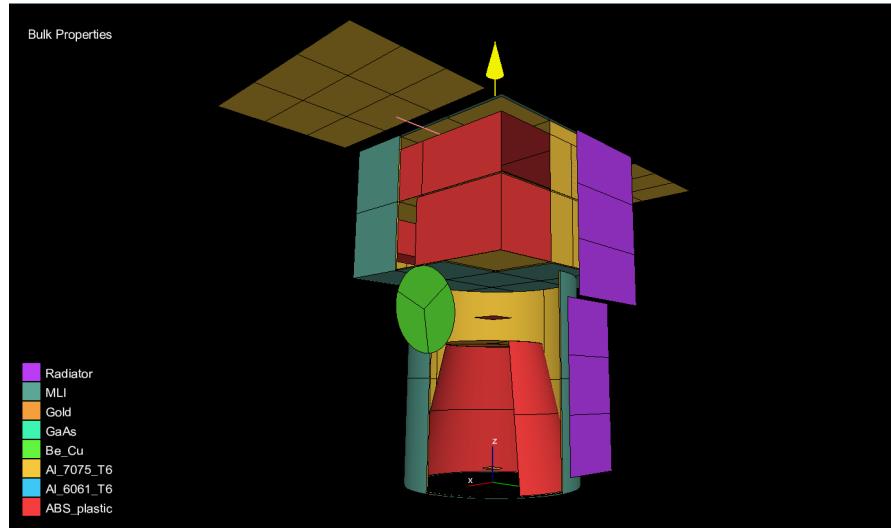


Figura 3: Ilustración del empleo de materiales en el satélite (se muestra con cortes para incluir interiores).

Por otro lado, para magnificar o empequeñecer los efectos térmicos radiativos, se han empleado una serie de recubrimientos los cuales se muestran Tabla 5. En algunas zonas no se ha aplicado ningún recubrimiento pero las propiedades termo-ópticas de las superficies también se recogen en la Tabla 5. En la Figura 4 se muestran las diferentes zonas a nivel termo-óptico y sus emitancias y absorcancias en la Figura 5.

Tabla 5: Recubrimientos empleados y sus áreas de aplicación.

Propiedades termo-ópticas						
Nombre	Descripción	ε_{IR}	α_s	ρ_{IR} (especular)	Área de aplicación	Referencia
AL_polished	Aluminio pulido	0.1	0.5	0	Para superficies de aluminio	[19]
Black	Pintura negra	0.84	0.97	0	Alta emisividad y sin degradación a lo largo de la misión	[2]
Detector	Superficie de detección	1	0	0	Para el detector de infrarrojo	[20]
Gold_coating	Recubrimiento dorado	0.02	0.25	0	Para la MLI de la estructura que protege el telescopio	[19]
Gold_mirror	Recubrimiento dorado	0.02	0.25	0.98	Espejo del telescopio que refleja la luz	[19]
Kapton	Kapton	0.61	0.36	0	Manta térmica que recubre la estructura central del satélite	[2]
SSM	Second Surface Mirror	0.8	0.08	0	Espejo de segunda superficie del radiador	[17] [18]
Solar_cells	Células solares	0.84	0.75	0	Propiedades termo-ópticas de las células solares	[2]
White	Pintura blanca	0.85	0.2	0	Para la antena de telecomunicaciones	[2]

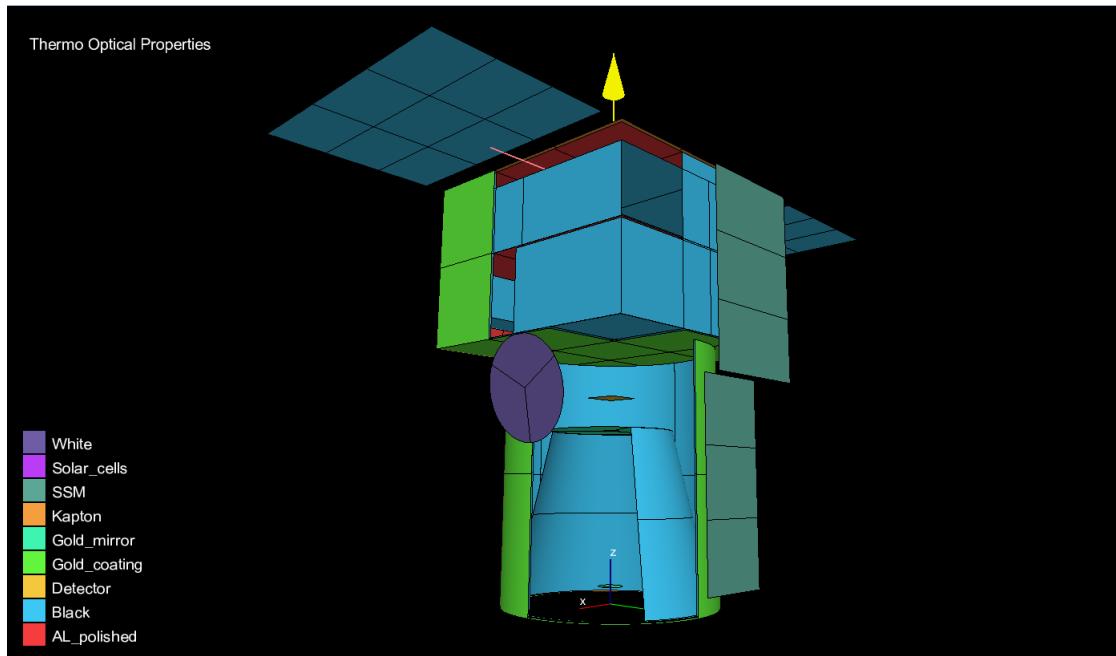


Figura 4: Recubrimientos y superficies a nivel termo-óptico (se muestra con cortes para incluir interiores).

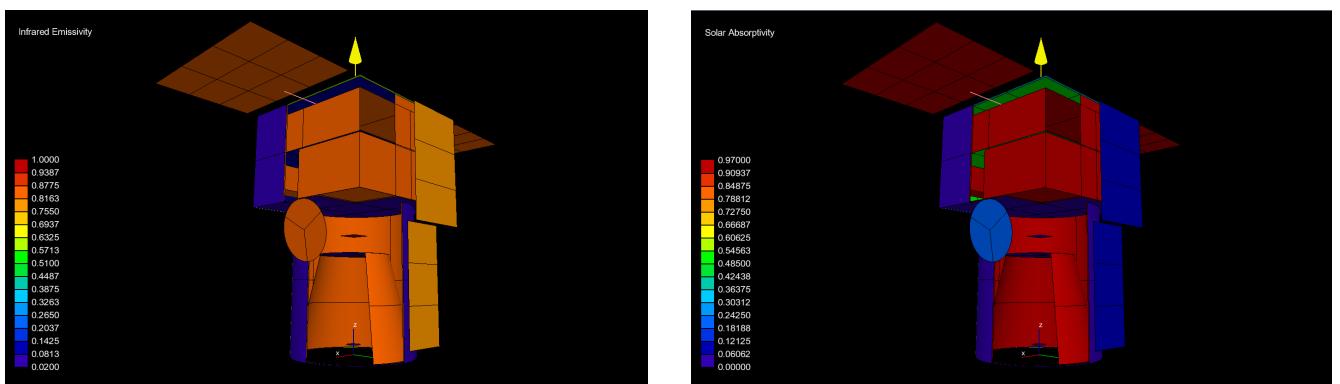


Figura 5: Propiedades termo-ópticas a lo largo de la estructura en la banda infrarroja (izquierda) y en la banda solar (derecha). El satélite se muestra con cortes para incluir interiores.

3.4. Interfaces conductivas

Para terminar el modelo térmico del satélite es necesario incluir las interfaces de contacto entre las distintas partes. Por un lado se han de considerar elementos no modelados geométricamente como varillas, tubos y soportes; y por otro lado se han de considerar elementos de control térmico como son los straps. En este caso los elementos estructurales de aluminio se han unido con un contacto tipo FUSED y las caras de la MLI se han unido sin contacto térmico. Los equipos se han unido a las

bandejas con un CONTACT con una conductancia de contacto de $300 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ para una primera aproximación. El espejo interior se ha colocado aislándolo térmicamente del resto de la estructura para facilitar el enfriamiento del detector. El resto de conexiones definidas a posteriori se recogen en la Tabla 6. En la Figura 6 se muestran algunas de las interfaces conductivas.

Tabla 6: Conductancias en las uniones y elementos de control térmico.

User defined conductors							
De	A	Descripción	Conductividad [W/(m·K)]	Distancia [m]	Área [m ²]	Conductancia de contacto [W/(m ² ·K)]	Conductancia [W/m]
COM1	COM2	Guía de la antena de cobre	400	0.1	9.00E-04	1000	4.00E-01
		Tubo cuadrado de 30x30 mm					
TL_detector	TL_cone	Soporte de aluminio entre el módulo del detector y el cono	130	0.75	9.42E-04	300	7.58E-02
		Tubos huecos con ϕ_{ext} 20 mm, ϕ_{int} 10 mm					
TL_mirror_2	TL_cone	Tubos de aluminio que soportan el segundo espejo del telescopio, ϕ_{ext} 20 mm, ϕ_{int} 10 mm	130	0.6	9.42E-04	150	5.25E-02
		Tubos huecos con ϕ_{ext} 20 mm, ϕ_{int} 10 mm					
SP	BX	Tubos de aluminio que soportan los paneles solares	130	0.15	3.06E-03	300	3.92E-01
		Tubos huecos con ϕ_{ext} 40 mm, ϕ_{int} 25 mm					
TL	BX	Barras que unen el cono del telescopio a la caja central	130	0.1	3.06E-03	300	4.12E-01
		Tubos huecos con ϕ_{ext} 40 mm, ϕ_{int} 25 mm					
TLC_C_estruct	RDTR	Soporte de ABS del radiador sobre el cilindro que cubre el telescopio	0.2	0.1	9.42E-04	50	1.75E-03
		Tubos huecos con ϕ_{ext} 20 mm, ϕ_{int} 10 mm					
TL_detector	RDTR	Straps de cobre que unen el detector al radiador para enfriarlo	400	0.76	1.80E-03	800	4.09E-01
		Seis straps con sección cuadrada 25x12					
Cooler	Equipo	Straps de cobre que unen los extremos fríos a las cajas electrónicas correspondientes	400	0.001	2.00E-04	1000	9.99E-02
		Placas rectangulares de 10x20 mm					

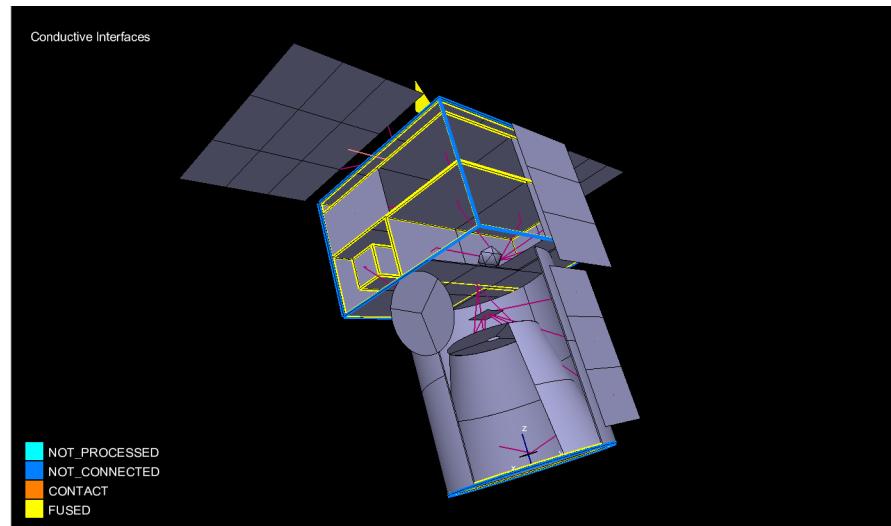


Figura 6: Ilustración de interfaces conductivas del satélite (se muestra con cortes para incluir interiores).

3.5. Simulación

Para la simulación se ha situado al satélite en una órbita heliosíncrona circular de 320 km altitud con una ascensión recta del nodo ascendente de 0°. Se ha impuesto que el telescopio mire siempre a tierra y que la cara del radiador se mantenga en el lado de la umbría. Además, los paneles solares se orientan para maximizar la energía recogida. La distribución de temperaturas fruto de esta órbita y de la configuración elegida se exemplifica con la Figura 7, donde se muestra el mapa térmico para dos caras del satélite en la misma posición orbital.

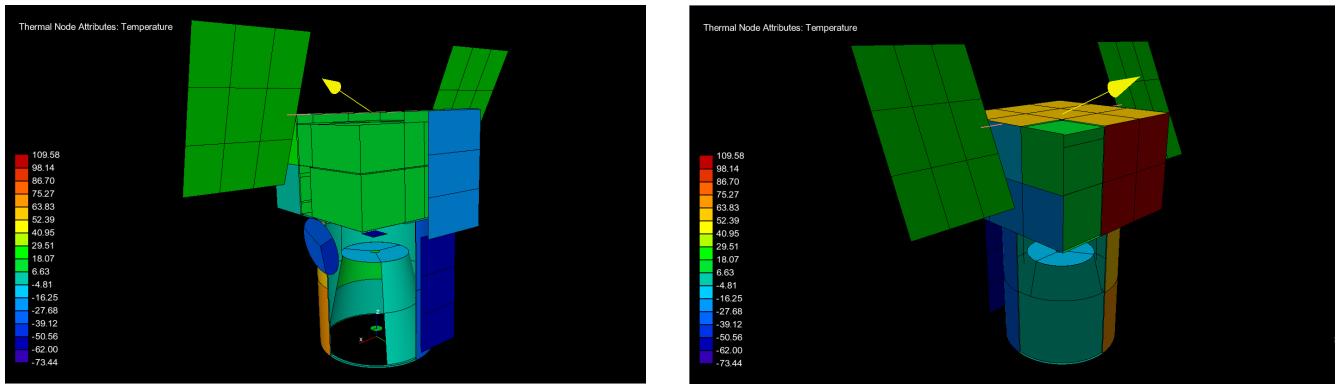


Figura 7: Distribución de temperaturas de la zona más fría (izquierda) y de la zona más caliente (derecha). El satélite se muestra con cortes para incluir interiores.

A lo largo de la órbita los equipos han sufrido la evolución térmica que se muestra en la Figura 8 para la electrónica interna. En la Figura 9 se muestra la temperatura de los dos paneles, en la Figura 10 la de la antena y en la Figura 11 la del radiador del detector y la del radiador del refrigerador activo. Como puede observarse todos los equipos funcionan dentro de su rango de temperaturas.

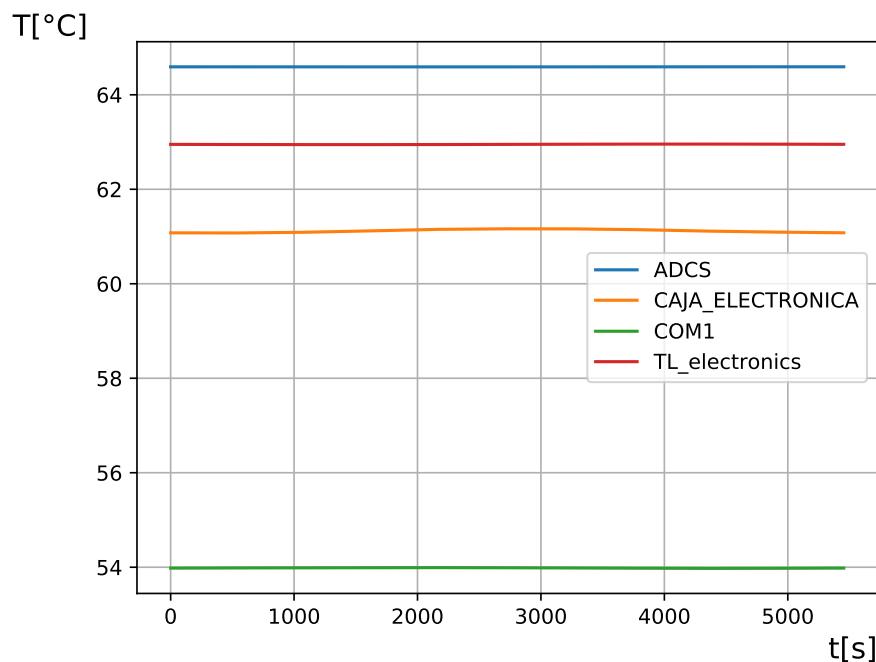


Figura 8: Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos a lo largo de la órbita.

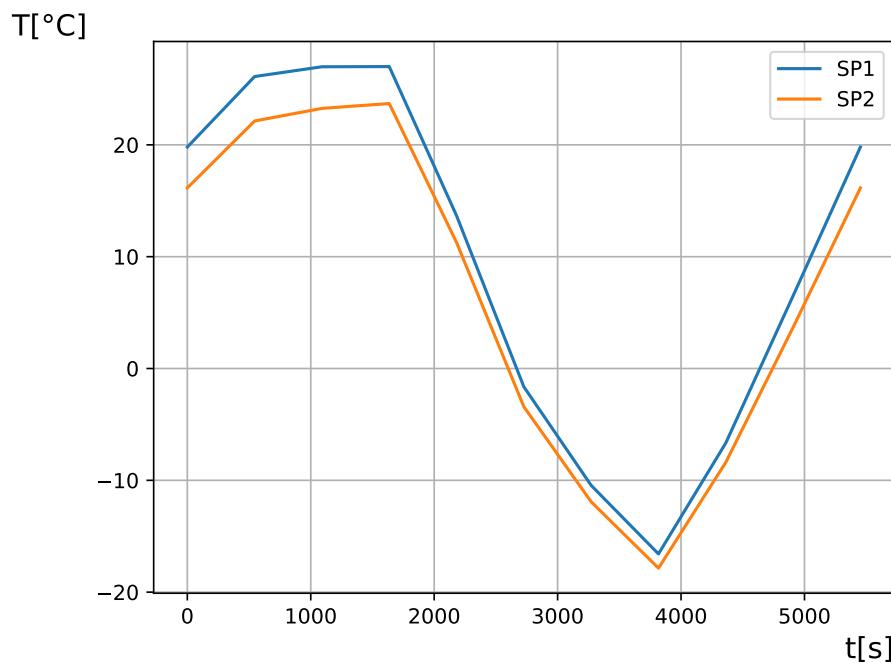


Figura 9: Evolución de la temperatura de los paneles solares a lo largo de una órbita.

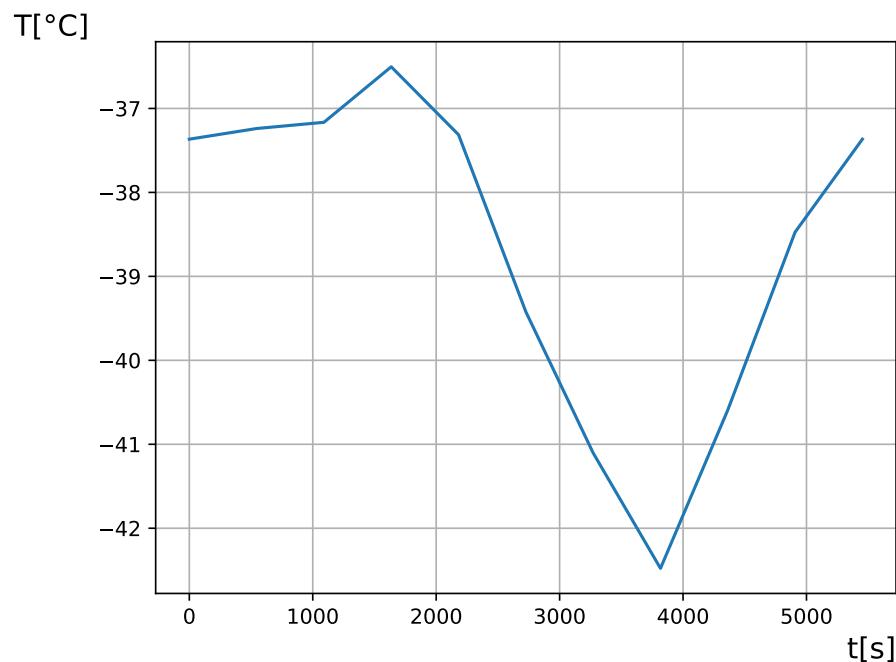


Figura 10: Evolución de la temperatura de la antena a lo largo de una órbita.

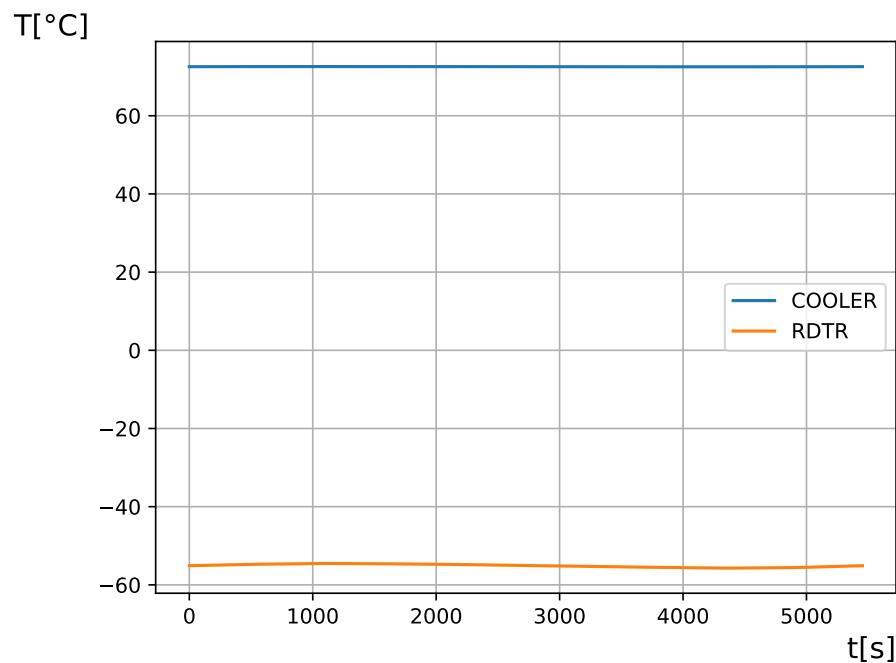


Figura 11: Evolución de la temperatura del radiador del detector y del radiador del refrigerador a lo largo de una órbita.

En este caso la evolución de temperatura del detector es de especial interés ya que de ello depende el ruido de las señales. En la Figura 12 se muestra dicha evolución. Como puede observarse la temperatura fluctúa menos de un grado y se mantiene dentro del régimen de funcionamiento.

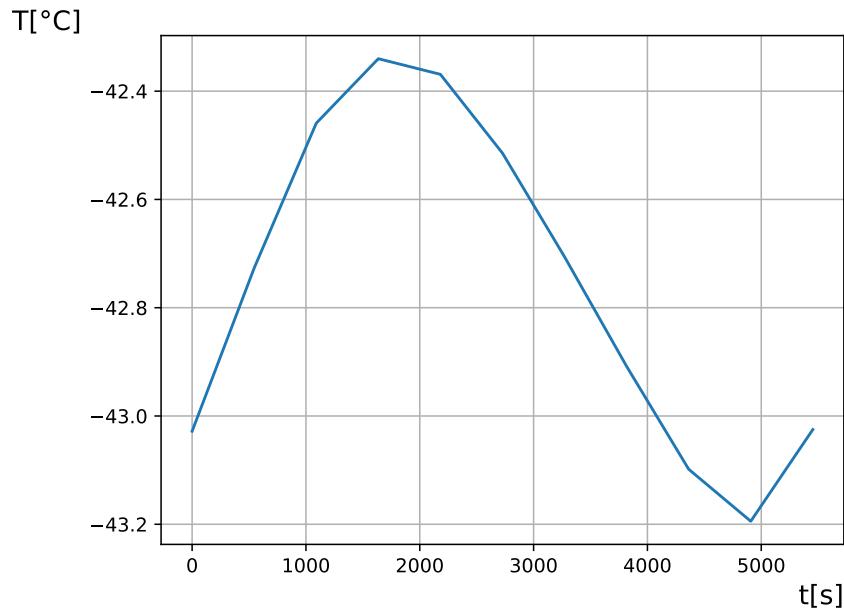


Figura 12: Evolución de la temperatura del detector a lo largo de una órbita.

En la Figura 13 se puede apreciar la importancia de las mantas térmicas en el espacio. A la izquierda se muestra la amplia disparidad de temperaturas de la manta mientras que a la derecha se puede apreciar cómo la caja tiene una evolución mucho más suave y en un rango de temperaturas menor.

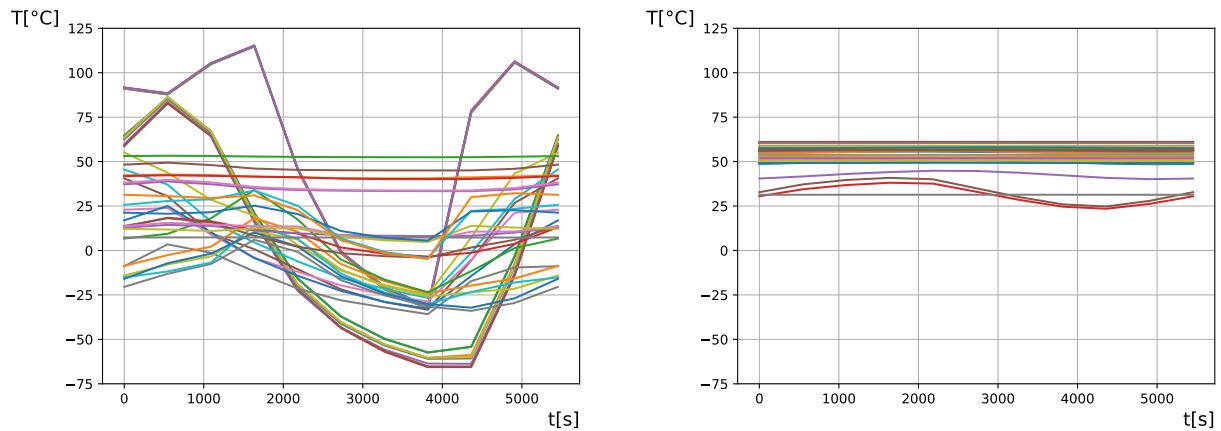


Figura 13: Evolución de la temperatura de las distintas zonas exteriores de la MLI que recubre la caja central (izquierda) y del exterior de la caja en sí (derecha).

3.6. Modo *survival*

En el transcurso de la vida útil de un satélite pueden acaecer problemas de alimentación o de desapuntamiento que obliguen al satélite a reducir el consumo de sus equipos o a apagarlos. En esta situación el balance térmico cambia ya que los equipos no disipan calor y pueden bajar su temperatura demasiado. En este caso el aislamiento térmico es suficiente para mantener los equipos dentro de sus rangos de temperatura como se puede observar en la Figura 14. También es apreciable cómo el detector del telescopio trabaja a una temperatura menor.

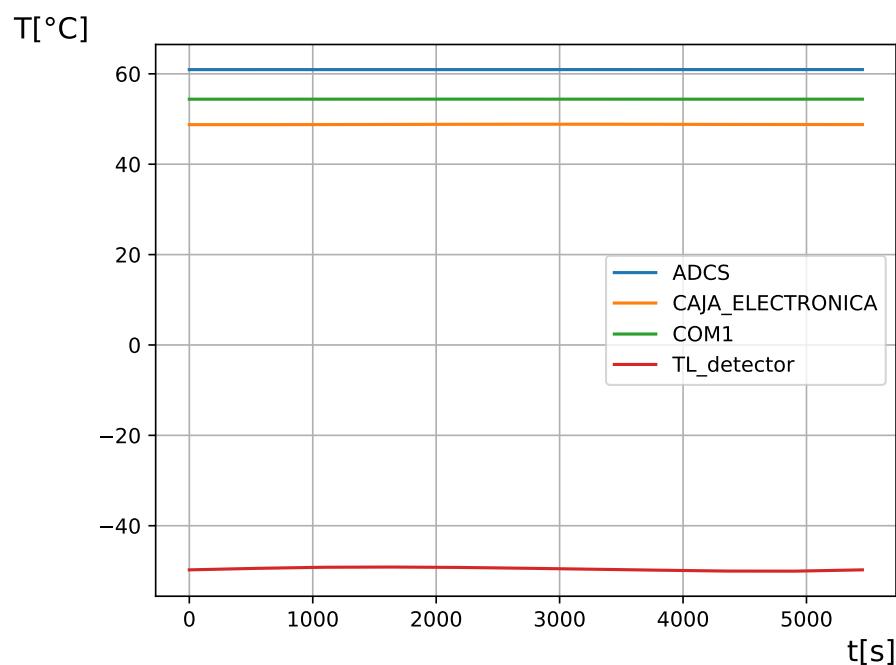


Figura 14: Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos y del detector.

4. Conclusiones

Del trabajo realizado se extraen las siguientes conclusiones:

- A la hora de realizar un diseño térmico es necesario recurrir a varias estrategias y combinarlas adecuadamente para un mejor resultado.
- Los equipos electrónicos alojados en el interior pueden verse sometidos a altas temperaturas debido a la falta de disipación convectiva a la que se exponen en tierra. Así, equipos relativamente potentes, precisan de una refrigeración activa. En la Figura 15 se muestra la evolución térmica de los equipos escogidos a lo largo de una órbita. Todos ellos trabajan dentro de los márgenes establecidos en la Tabla 1 gracias al sistema de refrigeración activa.

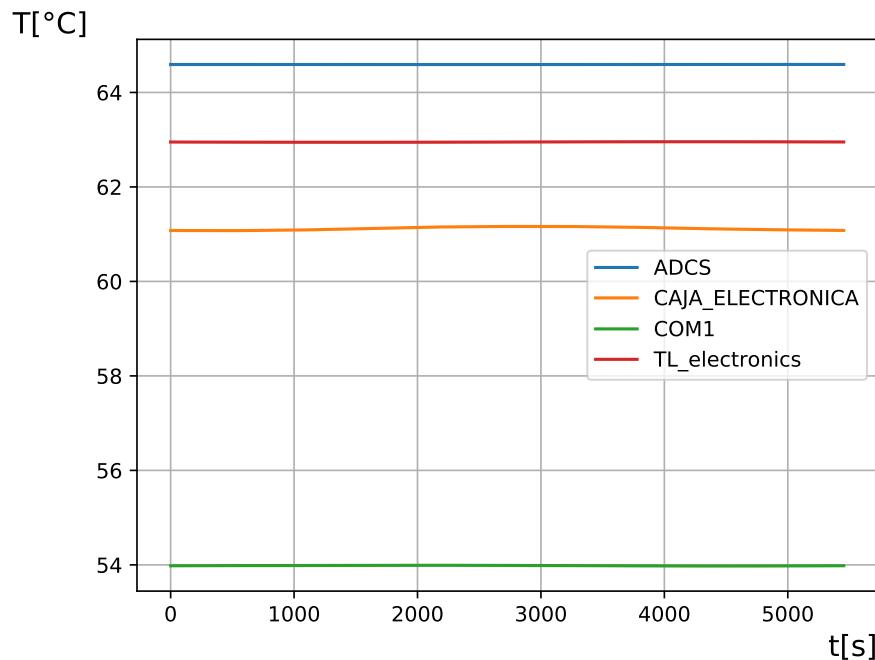


Figura 15: Evolución de la temperatura de los equipos electrónicos a lo largo de la órbita.

- Los paneles solares y la antena, por otra parte, no están aislados pero su pequeño espesor y sus características termo-ópticas (véase la Tabla 5) permite mantener una temperatura. La evolución de la temperatura de estos equipos se muestra en las Figuras 16 y 17.

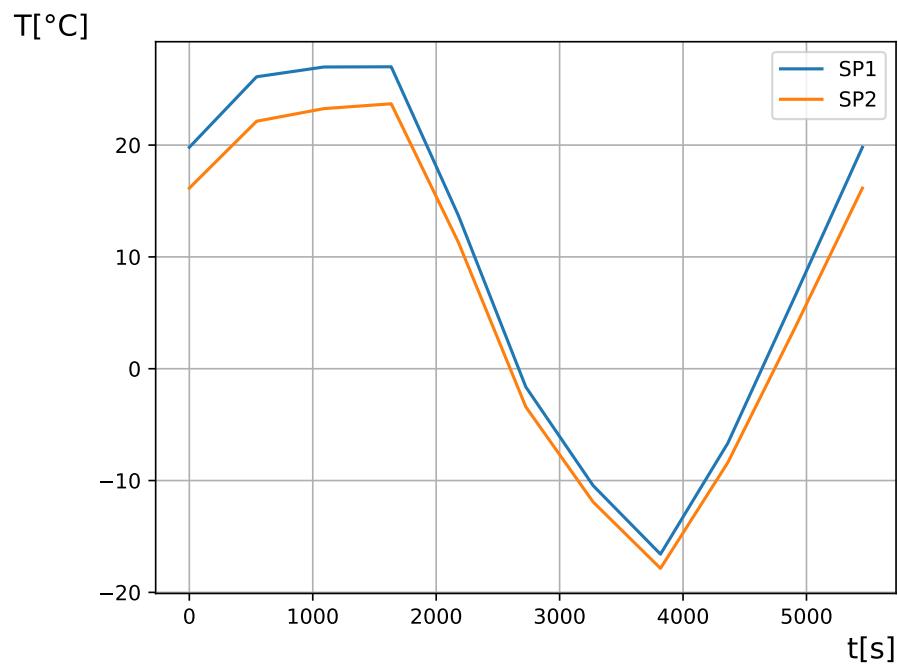


Figura 16: Evolución de la temperatura de los paneles solares a lo largo de una órbita.

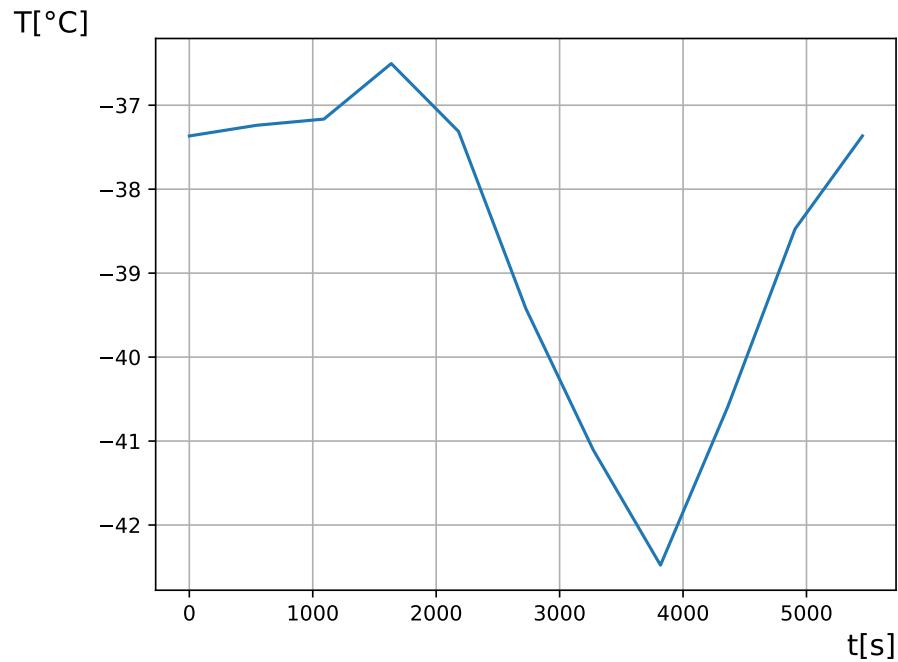


Figura 17: Evolución de la temperatura de la antena a lo largo de una órbita.

- El detector en cambio necesita de un sistema de refrigeración pero dado que solo es necesario mantenerlo por debajo de 40 °C un radiador independiente, debidamente conectado con straps de cobre (véase Tabla 6) es suficiente para mantener esta temperatura. La evolución de la misma se muestra en la Figura 18

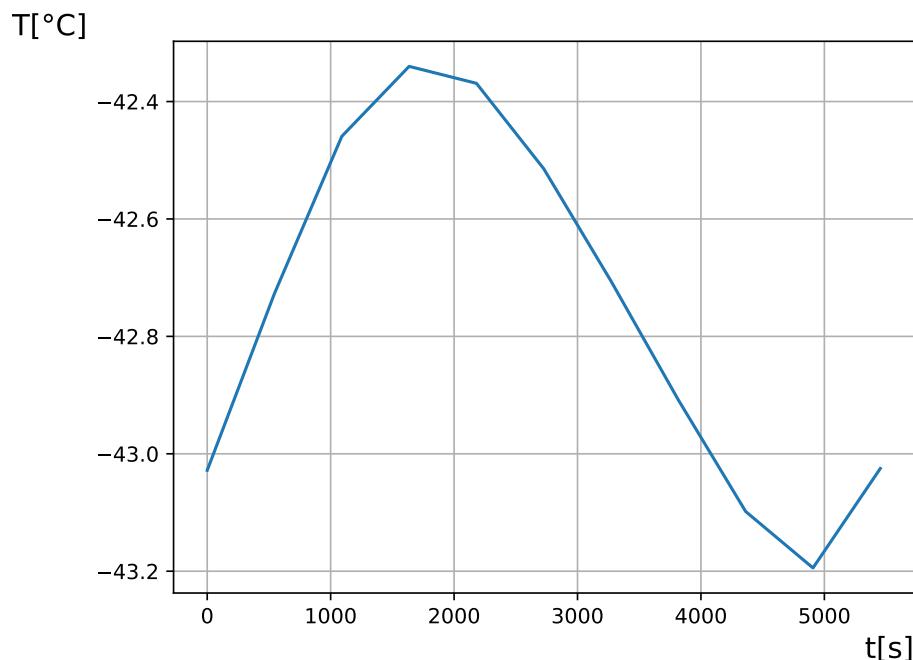


Figura 18: Evolución de la temperatura del detector a lo largo de una órbita.

En un estudio más detallado se habrán de tener en cuenta otros aspectos como la dinámica de funcionamiento de los equipos y sus gradientes térmicos, la implementación del sistema de refrigeración, la presencia de otros equipos, posibles fallos en uniones o aislamientos térmicos, etc. También se habrán de atender otras cuestiones como la estructura de la nave y la generación de potencia eléctrica ya que influirán de forma recíproca sobre la gestión térmica del vehículo.

Referencias

- [1] “Aeolus - eoPortal Directory - Satellite Missions.” [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aeolus>
- [2] “Modelado térmico de un satélite básico.”
- [3] “Helios deployable antenna - CubeSatShop.com.” [Online]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/helios-deployable-antenna/>
- [4] “ISIS Magnetorquer board (iMTQ) - CubeSatShop.com.” [Online]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/isis-magnetorquer-board/>
- [5] “ISIS On board computer - CubeSatShop.com.” [Online]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/isis-on-board-computer/>
- [6] W. Benz, “CHaracterising ExOPlanet Satellite,” no. November, 2013.
- [7] L. Yershova, V. Volodin, T. Gromov, D. Kondratiev, and G. Gromov, “Thermoelectric Cooling for Low Temperature Space Environment,” pp. 1–8.
- [8] C.-s. S. Microcryocooler and J. Olson, “SSC19-VII-04,” 2009.
- [9] “CubeSat Solar panels DHV-CS-10 - CubeSatShop.com.” [Online]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/cubesat-solar-panels-dhv/>
- [10] “Overview of materials for Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS), Extruded.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=3a8afcddac864d4b8f58d40570d2e5aa&ckck=1>
- [11] “Aluminum 7075-T6; 7075-T651.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d>
- [12] “Aluminum 6061-T6; 6061-T651.” [Online]. Available: http://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=1b8c06d0ca7c456694c7777d9e10be5b
- [13] “Off-Axis Parabolic Mirrors with Alignment Through Holes.” [Online]. Available: <https://www.edmundoptics.es/f/off-axis-parabolic-mirrors-with-alignment-through-holes/39501/>
- [14] “Beryllium Copper, UNS C17000.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=9b159fd901454263b8a90c22a66f1988>
- [15] “Gold, Au.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=d2a2119a08904a0fa706e9408cddb88e&ckck=1>

- [16] “Fused Quartz.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?bassnum=BQUARTZ>
- [17] I. P. Grande and D. G. Bárcena, “Transferencia de Calor y Control Térmico Passive Thermal Control : Coatings and surface finishes,” pp. 1–24.
- [18] NBS, “Standard Reference Materials : Standards of Spectral Specular Reflectance,” no. 260, 1982.
- [19] I. Martínez, “Thermo - optical properties,” pp. 9–10.
- [20] W. Han, D.-H. Lee, W.-S. Jeong, Y. Park, B. Moon, S.-J. Park, J. Pyo, I.-J. Kim, W.-K. Park, D. Lee, K.-I. Seon, U.-W. Nam, S.-M. Cha, K. Park, J.-H. Park, I.-S. Yuk, C. Hee Ree, H. Jin, S. Choel Yang, H.-Y. Park, G.-H. Shin, J.-K. Seo, S.-W. Rhee, J.-O. Park, H. Mok Lee, H. Murakami, and T. Matsumoto, “MIRIS: A Compact Wide-field Infrared Space Telescope,” *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, vol. 126, no. 943, pp. 853–862, 2014.