



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Diseño y validación de un modelo térmico 2D de un
CubeSat desarrollado mediante la analogía electrotérmica

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: García Zapater, Julio

Tutor/a: Masot Peris, Rafael

Cotutor/a: Tiseira Izaguirre, Andrés Omar

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Resumen

En este proyecto se realiza un estudio sobre la transferencia de energía en un nanosatélite durante el transcurso de su misión orbital. Concretamente es el prototipo de *CubeSat* desarrollado por el equipo de Generación Espontánea PLUTON UPV, *Estigia*, sobre el cual versa el documento.

Con el presente estudio, el departamento de estructuras y análisis térmico del equipo ya mencionado pretende el desarrollo de un modelo térmico simplificado para la posterior obtención de conclusiones de primer orden acerca de la viabilidad del prototipo, su electrónica y su carga de pago en función de los resultados.

Así pues, a lo largo de este trabajo se detalla el marco teórico necesario y relevante para el desarrollo del proyecto; constando este de información suficiente para el entendimiento del entorno espacial en el que el nanosatélite desarrolla su misión así como los mecanismos de transferencia de energía a los que es sometido.

A continuación se elabora el ya mencionado modelo térmico simplificado gracias a la analogía electrotérmica y el *software* MATLAB-SIMULINK y se realiza un breve estudio paramétrico basado en los distintos flujos térmicos que puede recibir el satélite en una ventana dada de órbitas.

Por último, se detalla una propuesta de validación tanto del modelo llevado a cabo como del propio satélite conforme a la normativa y estándares vigentes.

Resum

En aquest projecte es realitza un estudi sobre la transferència d'energia en un nanosatèl·lit durant el transcurs de la seua missió orbital. Concretament és el prototip de *CubeSat* desenvolupat per l'equip de Generació Espontània PLUTON UPV, *Estigia*, sobre el qual versa el document.

Amb el present estudi, el departament d'estructures i anàlisi tèrmica de l'equip ja esmentat pretén el desenvolupament d'un model tèrmic simplificat per a la posterior obtenció de conclusions de primer ordre sobre la viabilitat del prototip, la seua electrònica i la seua càrrega de pagament en funció dels resultats.

Així doncs, al llarg d'aquest treball es detalla el marc teòric necessari i rellevant per al desenvolupament del projecte; constant aquest d'informació suficient per a l'enteniment de l'entorn espacial en el qual el nanosatèl·lit desenvolupa la seua missió així com els mecanismes de transferència d'energia als quals és sotmés.

A continuació s'elabora el ja esmentat model tèrmic simplificat gràcies a l'analogia electrotèrmica i el programari MATLAB-SIMULINK i es realitza un breu estudi paramètric basat en els diferents fluxos tèrmics que pot rebre el satèl·lit en una finestra donada d'òrbites.

Finalment, es detalla una proposta de validació tant del model dut a terme com del propi satèl·lit conforme a la normativa i estàndards vigents.

Abstract

In this project, a study is conducted on the heat transfer in a nanosatellite during the course of its orbital mission. Specifically, it focuses on the prototype of a *CubeSat* developed by the Spontaneous Generation PLUTON UPV team, named *Estigia*, which is the subject of this document.

With this study, the structures and thermal analysis department of the aforementioned team aims to develop a simplified thermal model for obtaining initial insights into the feasibility of the prototype, its electronics, and its payload based on the results.

Therefore, throughout this work, the necessary and relevant theoretical framework for the project's development is detailed. This framework provides enough information to understand the space environment in which the nanosatellite carries out its mission and the heat transfer mechanisms to which it is subjected.

Next, the aforementioned simplified thermal model is developed using electrothermal analogy and MATLAB-SIMULINK software. A brief parametric study is conducted based on the different thermal flows that the satellite may experience during a given set of orbits.

Finally, a proposal for validation of both the conducted model and the satellite itself is provided in accordance with current regulations and standards.

Agradecimientos

En primer lugar agradecer a mis padres por todo el apoyo que me han brindado en estos cuatro años que ha durado mi paso por la ingeniería aeroespacial. También a mis amigas que llevan ahí desde que tengo uso de memoria por escucharme y tratar de entenderme.

También quiero agradecer el apoyo de mis tutores a lo largo del desarrollo de este trabajo y por todo el tiempo que me han dedicado para que este documento saliese adelante.

A todos los amigos que he hecho por el camino, agradecerles también por estar ahí conmigo en cuantas situaciones hemos vivido. Gerardo, María, esta experiencia no habría sido la misma si no os hubiese conocido en las más pintorescas de las situaciones. También a los que conocí en mi estancia Erasmus; Edu, Manal, Alessia y Andrés, gracias por amenizar una ciudad cubierta de niebla con vuestra actitud y apoyo.

Por último, agradecer a mi abuela, por quien soy y seré aunque ya no esté para verlo.

Acrónimos

ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ESA	European Space Agency
LEO	Low Earth Orbit
LoRa	Long Range
ODS	Objetivos de Desarrollo Sostenible
TB	Thermal Balance
TCT	Thermal Cycle Test
TMM	Thermal Mathematical Model
UPV	Universitat Politècnica de València
VSC	VAl Space Consortium

Lista de símbolos

h	Altitud
k	Conductividad térmica
C_P	Calor específico
F_{ij}	Factor de forma
G	Conductancia
Q	Calor
S	Superficie
R	Resistencia
T	Temperatura
V	Volumen
ϵ	Emisividad
ρ	Densidad
σ	Constante de Stefan-Boltzmann

Índice

Índice	1
Índice de Tablas	3
Índice de figuras	4
1 Introducción	5
2 Marco Teórico	6
2.1 Acerca de los <i>CubeSats</i>	6
2.2 Acerca del entorno espacial y las Low Earth Orbit (LEO)	8
2.3 Transferencia de energía	9
2.3.1 Conducción	11
2.3.2 Convección	13
2.3.3 Radiación	14
2.3.4 Analogía electrotérmica	15
2.4 Funcionamiento de un termopar	18
2.5 Consideraciones sobre el <i>outgassing</i>	19
3 Desarrollo de modelos térmicos	22
3.1 Metodología	22
3.2 Modelo térmico simplificado de un <i>CubeSat</i>	24
3.2.1 Planteamiento nodal	25
3.2.2 Condiciones de contorno	27
3.2.3 Vista general del modelo	32
3.2.4 Estudio paramétrico y resultados	34
4 Validación de modelos térmicos	38
4.1 Propuesta de validación de modelo térmico de <i>Estigia</i>	38
4.1.1 Equipo necesario	38
4.1.2 Elección de instalaciones	39
4.1.3 Planteamiento de la experiencia	39
4.1.4 Posicionamiento de termopares	42
4.1.5 Validación de resultados	43
5 Conclusión	44
Bibliografía	45
A Relación con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS)	46

B Planos de <i>Estigia</i>	49
C Código en MATLAB	56
D Oferta de cámaras de vacío del VAl Space Consortium (VSC)	59

Índice de Tablas

1	Listado de posibles condiciones de contorno	11
2	Semejanza entre elementos eléctricos y térmicos	15
3	Representación análoga de elementos térmicos	16
4	Expresiones de las distintas conductancias del ejemplo	18
5	Listado de distintos tipos de termopar	19
6	Representación análoga de elementos térmicos	22
7	Temperaturas máximas para cada configuración de órbita	37
8	Temperaturas mínimas para cada configuración de órbita	37
9	Grado de relación del trabajo con los ODS	47

Índice de figuras

1	Distintos ejemplos de <i>CubeSats</i> . Imagen extraída de alen.space	6
2	Estructura estándar. Imagen extraída de <i>CubeSat Design Specification</i>	7
3	Estructura interna de <i>Estigia</i>	8
4	Perfil típico de temperaturas, presión y densidad de la atmósfera de la tierra. Extraído de <i>Physics of the Earth's Space Environment</i>	9
5	Esquema del contacto entre dos nodos de distintos materiales. Elaboración propia	12
6	Esquema de un lanzamiento con globo sonda. Extraído de Small satellite launch vehicle from a balloon platform	13
7	Nodos representativos del ejemplo. Elaboración propia	16
8	Circuito térmico análogo del ejemplo. Elaboración propia	17
9	Esquema de funcionamiento de un termopar. Imagen extraída de dewesoft.com	18
10	Fenómeno de outgassing esquematizado. Extraído de A review of outgassing and methods for its reduction	20
11	Modelo térmico del ejemplo 1 en SIMULINK. Elaboración propia	23
12	Menú de configuración de una resistencia por conducción en SIMULINK	24
13	Simplificación geométrica de un CubeSat. Elaboración propia	25
14	Configuración en SIMULINK para condición límite de flujo impuesto y radiación. Elaboración propia	27
15	Configuración del bloque de radiación emitida.	28
16	Flujo térmico sobre las caras durante 5 órbitas. Elaboración propia	29
17	Flujo térmico sobre las caras durante una órbita. Elaboración propia	29
18	Configuración de conducción en la pared	30
19	Panel solar simplificado. Elaboración propia	31
20	Modelo térmico simplificado de Estigia	32
21	Nodos de los paneles solares del satélite	33
22	Nodos de las paredes del satélite	33
23	Nodos del interior del satélite	34
24	Evolución de la temperatura en los nodos interiores. Altitud 400km, inclinación 40°. Elaboración propia	35
25	Evolución de la temperatura en los nodos interiores. Altitud 520km, inclinación 55°. Elaboración propia	35
26	Evolución de la temperatura en el nodo interior cuarto. Elaboración propia	36
27	Esquema de disposición del experimento. Extraído de European Cooperation for Space Standardization (ECSS):Testing	40
28	Ejemplo de perfil de temperaturas. Extraído de ECSS:Testing	41

1 Introducción

Una de las partes más críticas en el diseño y desarrollo de satélites es el apartado térmico, y pese a la diferencia en tamaño entre los *CubeSats* y los satélites convencionales, «cada proyecto requiere un análisis térmico específico pues asumir especificaciones térmicas sin previo análisis supone un riesgo»(Fernandes, Santos, Silva, Almeida, & Nogueira, 2016).

Es por ello que cada agencia espacial ha desarrollado criterios para la validación estructural, de sistemas o térmica. Por lo que respecta a Europa y al estudio que se lleva a cabo en los sucesivos capítulos, se toma como referente la iniciativa ECSS que tiene por misión «desarrollar estándares *user-friendly* y coherentes para el uso de todas las actividades europeas relacionadas con el espacio»(ECSS, 2023).

Gracias a lo mencionado, el objetivo es validar un modelo térmico útil para el desarrollo de las primeras iteraciones de un nanosatélite diseñado por alumnos en el marco del programa de Generación Espontánea de la Universitat Politècnica de València (UPV); concretamente en el equipo PLUTON UPV.

Entrando en detalle, la misión de este *CubeSat*, al cual de ahora en adelante se hace referencia por su nombre (*Estigia*), es establecer una comunicación efectiva gracias a módulos de tecnología Long Range (LoRa) que permita, cuando *Estigia* sobrevuele Valencia y sus inmediaciones, establecer una conversación con un *chatBot* instalado localmente. Así pues, la ambición de este proyecto es mayoritariamente educativa e ideada para dar a conocer el área de conocimiento que ocupan los *CubeSats*.

Dadas las limitaciones por temperatura que tanto la carga de pago ya mencionada como otros componentes electrónicos necesarios para llevar a cabo la misión, queda patente que es imprescindible que desde primeras fases del proyecto exista un proceso de ingeniería térmica gracias al cual el nanosatélite opere en un rango de temperaturas adecuado y dentro de los requerimientos.

2 Marco Teórico

2.1 Acerca de los *CubeSats*

Antes de dar comienzo al desarrollo formal del estudio térmico, es relevante introducir que es lo que la comunidad internacional entiende por *CubeSat*, de dónde viene su relevancia y cuáles son los requisitos que ha de cumplir un satélite para que pueda ser catalogado como uno.

Desde un punto de vista visual, la figura 1 puede introducir de forma intuitiva lo que se entiende por *CubeSat*.

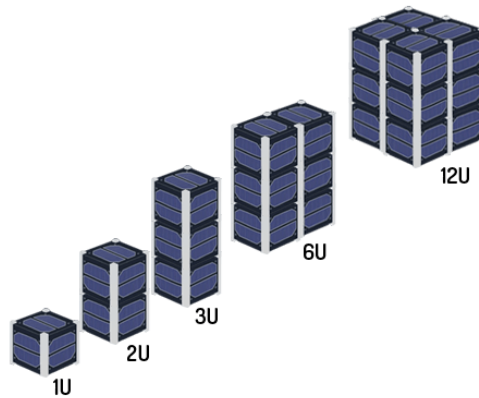


Figura 1: Distintos ejemplos de *CubeSats*. Imagen extraída de *alen.space*

En ella se observa que existen distintos tamaños de nanosatélite enmarcados en esta categoría. No obstante, una conclusión obtenida en base únicamente a la figura sea probablemente errónea.

El estándar que rige los *CubeSats*, desarrollado por la Universidad Politécnica Estatal de California, establece lo siguiente: «Un *CubeSat* es una clase de satélite que adopta un tamaño y factor de forma estandarizado, cuya unidad se define como “U”. Un *CubeSat* “1U” es un cubo de 10x10x10 cm con una masa de hasta 2 kg. [...] el diseño de un *CubeSat* puede ir desde “1U” hasta “12U”»(Lee et al., 2022).

Entrando en detalle, los requisitos para el desarrollo de una correcta misión son más extensos. Por ejemplo, detalla la especificaciones tanto mecánicas, eléctricas y operaciones como los requerimientos para llevar a cabo el testeo del *CubeSat*. No obstante, en aras de establecer un criterio claro para determinar el éxito de la validación del modelo térmico, las conclusiones se ciñen a la normativa propuesta por la ECSS.

Cabe destacar que este innovador diseño de satélites ganó la popularidad que ostenta hoy en día gracias a que estas especificaciones fueron «diseñadas por la Universidad Politécnica Estatal de California y la Universidad de Stanford para ayudar a la comunidad internacional de universidades a realizar ciencia y exploración espacial»(Paluszek, de Castro, & Hyland, 2010). Asimismo, «con el paso del tiempo el programa

fue abriéndose a instituciones educativas y científicas de todo el mundo, a iniciativas públicas de distintos países y, por último, a empresas»(Alén Space, n.d.).

Por lo que respecta a *Estigia*, es un *CubeSat* “2U”, por lo que su forma ha de ceñirse a lo que se muestra en la figura 2

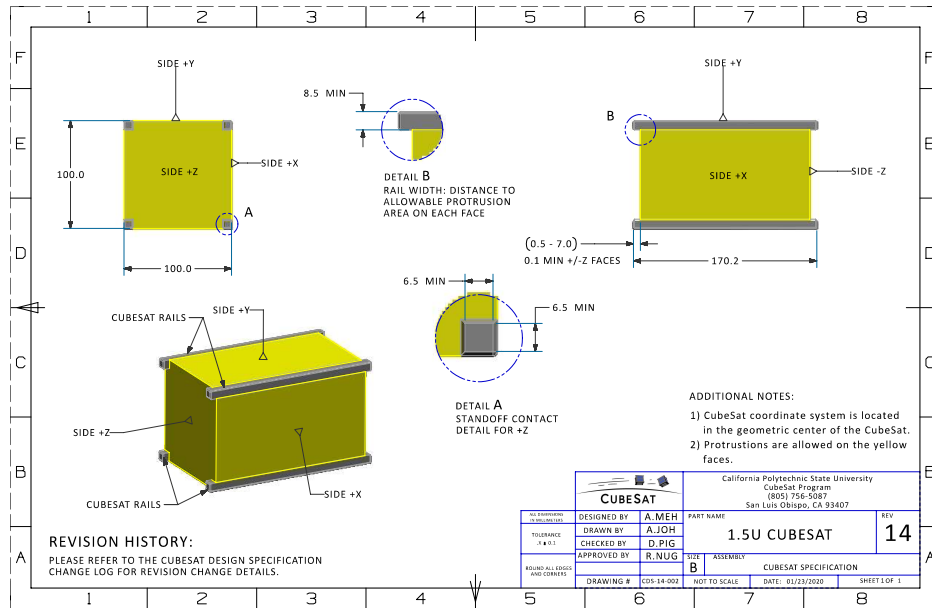


Figura 2: Estructura estándar. Imagen extraída de CubeSat Design Specification

Sin embargo, el estándar no recoge la estructura interna del satélite. Esta ha de ser diseñada conforme a las necesidades de la misión y sus limitaciones. En el caso de *Estigia*, su estructura interna se muestra en la figura 3.

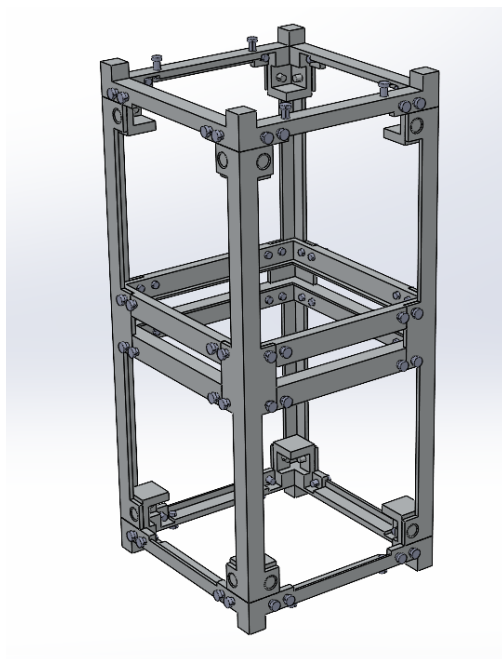


Figura 3: Estructura interna de Estigia

2.2 Acerca del entorno espacial y las LEO

Los fenómenos térmicos en base a los cuales se diseñan los *CubeSats* tienen una importante y evidente característica: se producen en el entorno espacial. Esto plantea una pregunta que merece respuesta y es establecer dónde podemos considerar que empiezan dichos fenómenos.

Pese a que no existe físicamente un límite que indique claramente el principio del cosmos respecto de la Tierra, la comunidad científica toma como estándar la línea de Von Kármán. Esta define «la altitud donde las aeronaves convencionales no pueden volar efectivamente. [...] necesitan un sistema de propulsión que no se base en la generación de sustentación gracias a la atmósfera terrestre – el aire es simplemente muy poco denso» (Betz, 2023). Por consenso se toma a 100 km.

A partir de esa altitud aproximadamente, empieza la termosfera. Esta capa recibe dicho nombre por el sustancial incremento de la temperatura en comparación con la capa anterior, la mesosfera. Esta capa es de especial interés pues se extiende hasta, aproximadamente, los 690 km. Por otra parte, el rango de altitudes que define una LEO es de entre 300 y 800 km aproximadamente. Es por ello que la mención de esta capa tiene especial interés.

De hecho, uno de los aspectos más llamativos de las LEO que tienen lugar en la termosfera y en capas superiores es el gradiente de temperaturas al que se ven sometidos los satélites, pues como se observa en la figura 4, la composición de la termosfera puede llegar a alcanzar hasta 1000 K. Esto no significa que un

satélite alcance ese rango de temperaturas dado que dichas temperaturas las alcanzan como se ha dicho la composición de la termosfera, pero al tratarse de un fluido altamente enrarecido (principalmente oxígeno monoatómico), no es extrapolable a la temperatura del satélite. De hecho, para futuros cálculos se asume que el satélite orbita en vacío y que este está a una temperatura de alrededor de 2 K.

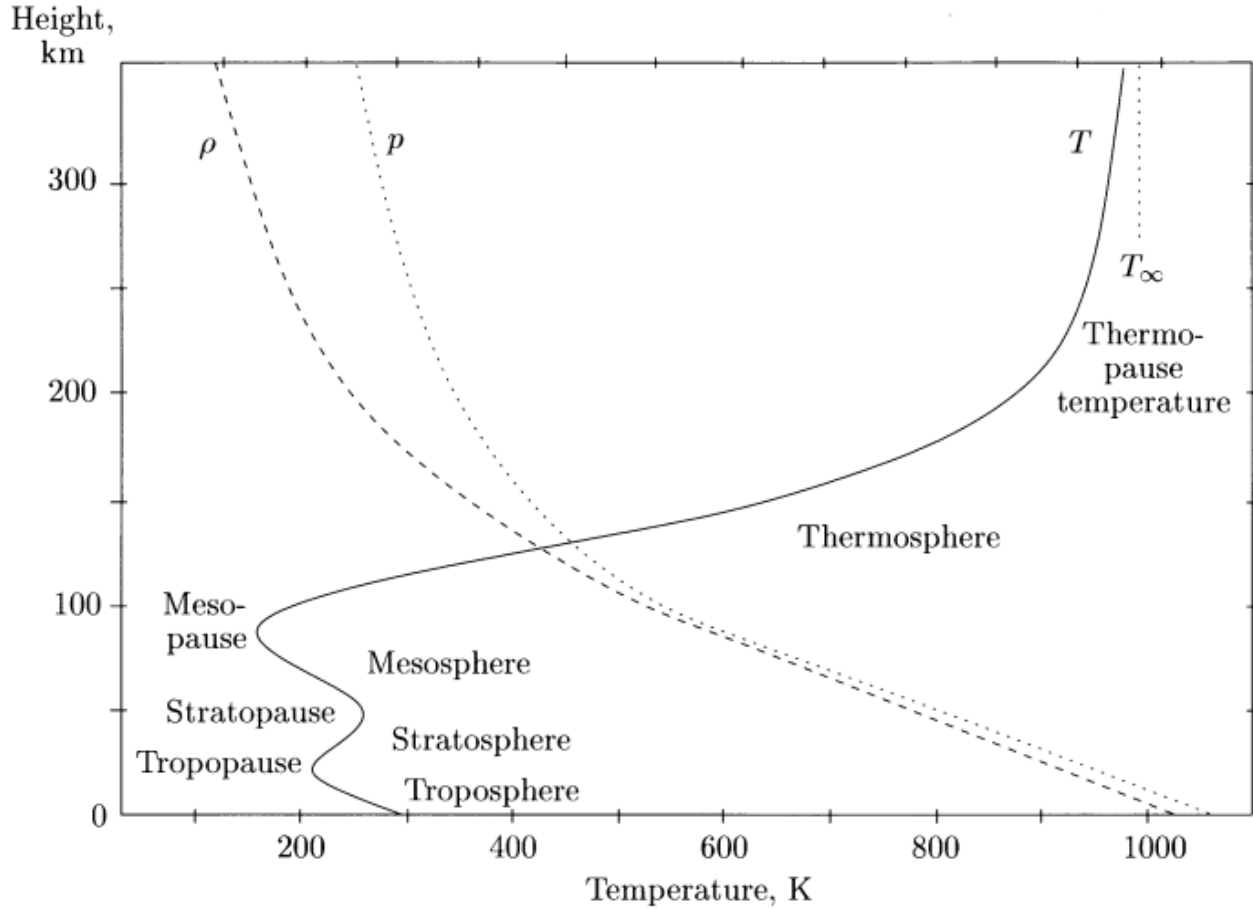


Figura 4: Perfil típico de temperaturas, presión y densidad de la atmósfera de la tierra. Extraído de *Physics of the Earth's Space Environment*

2.3 Transferencia de energía

El estudio térmico llevado a cabo tiene por base la ecuación de la energía en un sistema discretizado en volúmenes elementales:

$$(\rho C p)_i V_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^n G_{ij} (T_j - T_i) + \dot{Q}_i \quad (1)$$

En 1, el subíndice i -ésimo hace referencia al nodo de estudio y el subíndice j -ésimo a aquellos que inter-

actúan con i .

Por otro lado, la correspondencia física de los términos matemáticos con sus homólogos en un sistema real es la siguiente:

- $\rho_i V_i$ hace referencia a la masa del sistema. En sistemas bifásicos esta podría variar en el tiempo. En el presente documento no se estudia ningún caso semejante.
- $C_{P,i}$ es el calor específico del material del nodo estudiado.
- $\frac{dT_i}{dt}$ es la variación de temperatura en el nodo i . Así pues, $(\rho C_p)_i V_i \frac{dT_i}{dt}$ es el flujo de calor total en el nodo i para un tiempo t .
- $\sum_{j=1}^n G_{ij}(T_j - T_i)$ hace referencia a la transmisión de calor mediante algún mecanismo nombrado en la 1 como la conducción, la convección o la radiación.
- \dot{Q}_i expresa un flujo de calor arbitrario impuesto sobre el nodo i . Si a este término le añadimos el anterior, obtendríamos el flujo de calor total en el nodo para un tiempo t , verificando la igualdad.

Así pues, un sistema compuesto por i nodos vendrá dado por:

$$\left\{ \begin{array}{l} (\rho C_p)_1 V_1 \frac{dT_1}{dt} = \sum_{j=1}^n G_{1,j}(T_j - T_1) + \dot{Q}_1 \\ (\rho C_p)_2 V_2 \frac{dT_2}{dt} = \sum_{j=1}^n G_{2,j}(T_j - T_2) + \dot{Q}_2 \\ \dots \\ (\rho C_p)_i V_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^n G_{i,j}(T_j - T_i) + \dot{Q}_i \end{array} \right. \quad (2)$$

Cada nodo del sistema de estudio ha de contar con una serie de condiciones de contorno tales que su correspondencia con el entorno físico que describen sea máxima. En la tabla 1 se enumeran las distintas condiciones de contorno que se pueden dar en un nodo.

Relación de condiciones de contorno	
Escenario	Condición de contorno
Conducción	Véase apartado 2.3.1
Convección	Véase apartado 2.3.2
Radiación	Véase apartado 2.3.3
Temperatura constante (Dirichlet)	$T_i = cte$
Generación/Disipación de calor (Neuman)	$\dot{Q}_i = f(t)$

Tabla 1: Listado de posibles condiciones de contorno

Por lo que respecta al criterio de signos asociado a los flujos térmicos, se consideran positivos si aportan calor al nodo y negativos si disipan calor hacia otros.

2.3.1 Conducción

«La conducción se refiere al transporte de energía en un medio debido a un gradiente de temperatura, y el mecanismo físico es de actividad atómica o molecular aleatoria ... el transporte de calor por conducción es gobernado por la ley de Fourier»(Incropera, 2007b). En el caso de conducción discretizada entre 2 placas planas dicha ley se puede expresar como:

$$\dot{Q} = \frac{k S_{ij}}{\Delta x_{ij}} (T_j - T_i) \quad (3)$$

Siendo S_{ij} la superficie de contacto entre los nodos, k la conductividad térmica y Δx_{ij} la distancia entre estos. Identificando términos en la ecuación 3 es inmediato que:

$$G_{ij} = \frac{k S_{ij}}{\Delta x_{ij}} \iff R_{ij} = \frac{1}{\frac{k S_{ij}}{\Delta x_{ij}}} \quad (4)$$

Lo descrito anteriormente es lo que se conoce como conducción con contacto perfecto. En entornos no ideales suele existir lo que se conoce como resistencia térmica de contacto y se debe, entre otras causas, al estado de las superficies en contacto y a la presión de sujeción de estas. Por lo que respecta al caso de estudio, esta se considera negligible.

También puede darse el caso de que exista conducción entre dos nodos de materiales distintos (la figura

5 se adjunta a modo de esquema); en este caso la resistencia térmica se obtendría del siguiente modo:

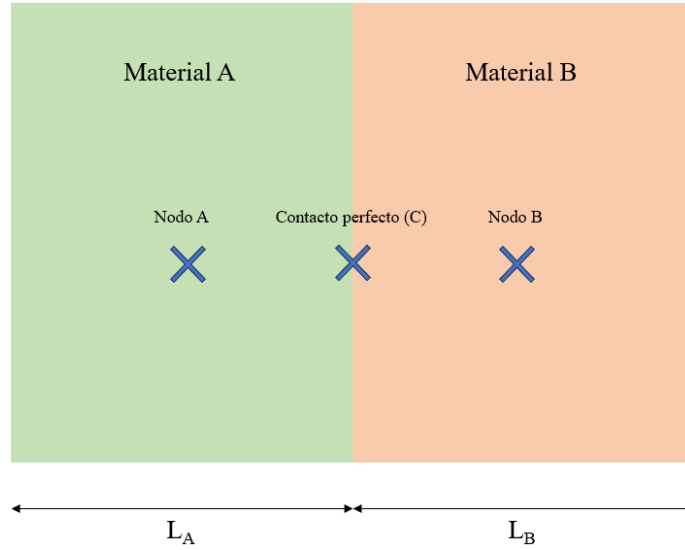


Figura 5: Esquema del contacto entre dos nodos de distintos materiales. Elaboración propia

$$R_{AB} = R_{AC} + R_{Contacto} + R_{CB} \quad (5)$$

Como se consideran negligibles las resistencias de contacto:

$$R_{AB} = R_{AC} + R_{CB}$$

Sustituyendo las resistencias por conducción por su expresión (Ecuación 4):

$$R_{AB} = \frac{L_A}{2k_A S_{AB}} + \frac{L_B}{2k_B S_{AB}}$$

Reorganizando términos, se llega a la ecuación 6:

$$R_{AB} = \frac{1}{2S_{AB}} \left(\frac{L_A}{k_A} + \frac{L_B}{k_B} \right) \quad (6)$$

Un ejemplo de este caso es la conducción de calor entre un panel solar de un satélite y la cara de aluminio sobre la que se encuentra.

2.3.2 Convección

«El término convección describe la energía transferida entre una superficie y un fluido moviéndose sobre esta» (Incropera, 2007c). El flujo de calor transferido se puede calcular a partir de la ley de Newton:

$$\dot{Q} = hS(T_{fluido} - T_{pared}) \quad (7)$$

Donde h corresponde con el coeficiente de película y S con la superficie de contacto entre el fluido y la pared de estudio. De forma análoga a la conducción, podríamos extraer de la ecuación 7 la conductancia de convección.

No obstante, tomando como base lo comentado acerca de la composición de la termosfera en el apartado 2.2 (se toma la consideración de que la composición de la termosfera es despreciable y por tanto se trata como vacío), se asume que en este entorno nunca se da la condición límite de convección, pues se asume que no hay fluido con el que intercambiar calor por convección.

Sin embargo, cabe destacar que para un correcto lanzamiento de un *CubeSat* puede ser necesario considerar la energía transferida por convección si el lanzamiento se realiza mediante un tipo de lanzamiento en relativamente temprana fase de desarrollo conocido como lanzamiento *rockoon*. Un ejemplo de ello se muestra en la figura 6:

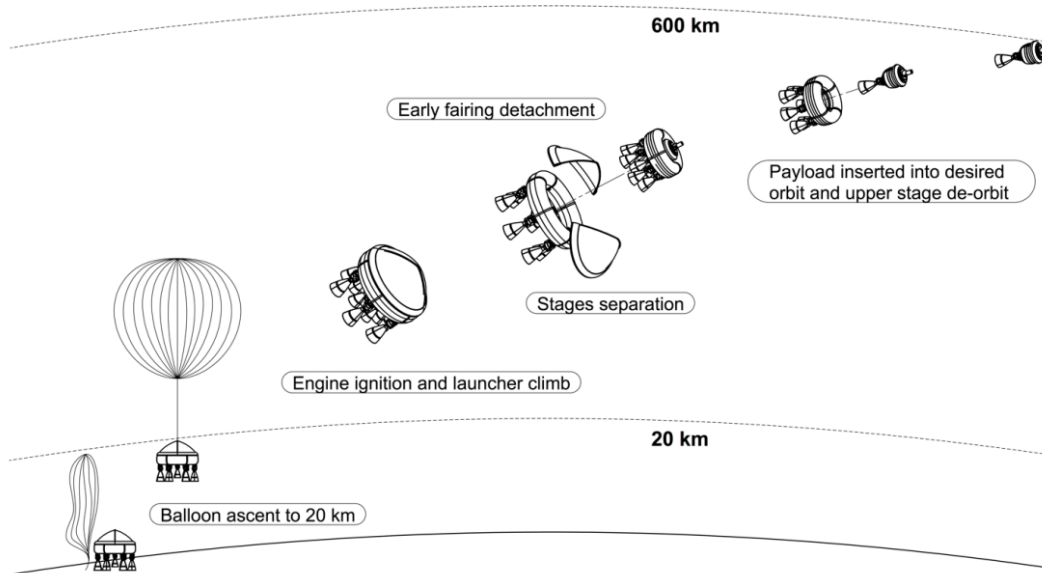


Figura 6: Esquema de un lanzamiento con globo sonda. Extraído de *Small satellite launch vehicle from a balloon platform*

Donde el lanzamiento del *CubeSat* se efectúa gracias a un globo sonda y su eyección del vehículo puede ser en una altura tal que los efectos convectivos no sean negligibles (el esquema no está a escala ni pretende

ser preciso).

2.3.3 Radiación

«El mecanismo de emisión de radiación está relacionado con la liberación de energía como resultado de oscilaciones o transiciones de los muchos electrones que constituyen la materia. [...] Asociamos dicha emisión de radiación térmica con estados muy térmicamente excitados de la materia. Toda materia emite radiación»(Incropera, 2007a).

Por lo que respecta al objeto de estudio, el intercambio de calor estudiado es el de cuerpo gris–cuerpo negro para la interacción solar para con el satélite y cuerpo gris–cuerpo gris si deseamos caracterizar la transmisión de calor por radiación interna en el propio *CubeSat*.

Comenzando por el estudio de la interacción cuerpo negro–cuerpo gris, la expresión que caracteriza el flujo de calor intercambiado en base a la ley de Stefan-Boltzmann es:

$$\dot{Q} = \epsilon_j \sigma F_{ij} S_i (T_j^4 - T_i^4) \quad (8)$$

Donde ϵ es la emisividad del material de estudio, σ es la constante de Stefan-Boltzmann, F_{ij} es el factor de forma entre los nodos i y j , y S_i la superficie que se considera que emite radiación.

Nótese que esto introduce un problema en el planteamiento del sistema y su posterior resolución, pues mientras que la conducción mantiene la ecuación 1 lineal, introducir la radiación como condición de contorno añade también un término no lineal. No obstante, podemos mantener la notación lineal (a pesar de que la resolución no lo es) mediante el siguiente desarrollo:

$$\dot{Q} = \epsilon_j \sigma F_{ij} S_i (T_j^4 - T_i^4) = \epsilon_j \sigma F_{ij} S_i (T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i)(T_j - T_i)$$

Entonces, podemos establecer lo siguiente:

$$\dot{Q} = G_{ij}(T_j - T_i) \iff G_{ij} = \epsilon_j \sigma F_{ij} S_i (T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i) \quad (9)$$

Por lo que respecta a la interacción cuerpo gris–cuerpo gris, se ha de tener en cuenta que en el contexto del caso de estudio se da en un recinto cerrado. La expresión de su conductancia linealizada es la siguiente:

$$G_{ij} = \frac{\sigma(T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i)}{\frac{1 - \epsilon_j}{S_j \epsilon_j} + \frac{1}{S_j F_{ij}} + \frac{1 - \epsilon_i}{S_i \epsilon_i}}$$

No obstante, dados los órdenes de magnitud esperados del intercambio de calor por conducción y el intercambio de calor por radiación interna, en el caso de estudio se considera negligible la segunda.

2.3.4 Analogía electrotérmica

La analogía electrotérmica consiste en, tal y como indica el nombre, asemejar un sistema térmico a un sistema eléctrico, tanto en representación como en resolución. De entrada, en la tabla 2 se muestra la correspondencia entre magnitudes o elementos eléctricos y magnitudes o elementos térmicos

Correlaciones eletrotérmicas	
Elemento eléctrico	Elemento térmico análogo
Tensión	Temperatura
Intensidad	Flujo térmico
Resistencia eléctrica	Resistencia térmica
Conductancia eléctrica	Conductancia térmica
Capacidad eléctrica	Capacidad térmica
Generador de tensión	Temperatura impuesta
Generador de corriente	Flujo térmico impuesto

Tabla 2: Semejanza entre elementos eléctricos y térmicos

De igual manera que en un sistema eléctrico, su análogo también utiliza una representación característica para cada elemento. Estas se muestran en la tabla 3.

Como se puede observar, gran parte de los elementos de interés descritos comparten representación con su análogo eléctrico. Asimismo, la resistencia térmica variable hace referencia a la resistencia "linealizada" que hemos obtenido anteriormente en la expresión 9.

A modo de ejemplo, se introduce en la figura 8 un modelo térmico 1D o 2D (ambas se refieren a un modelo discretizado representado con los elementos de la tabla 3) de la siguiente experiencia:

Ejemplo: Se pretende estudiar la temperatura del interior de un tubo que contiene un líquido a alta temperatura. Esto provoca que las paredes del tubo disipen calor no solo por convección sino también por radiación. En ambos extremos del tubo hay unas placas calentadoras cuyo flujo térmico es impuesto. La temperatura exterior es conocida.

Así pues, el primer paso para el desarrollo del modelo es decidir dónde se van a colocar los nodos de estudio. En este caso se procede tal y como se muestra en la figura 7:

Una vez decididos, se han de imponer las condiciones de contorno necesarias. En este caso, Tal y como

Representación de elementos térmicos	
Magnitud o elemento térmico	Representación
Temperatura de referencia	
Capacidad térmica	
Resistencia térmica	
Resistencia térmica variable	
Temperatura impuesta	
Flujo térmico impuesto	

Tabla 3: Representación análoga de elementos térmicos

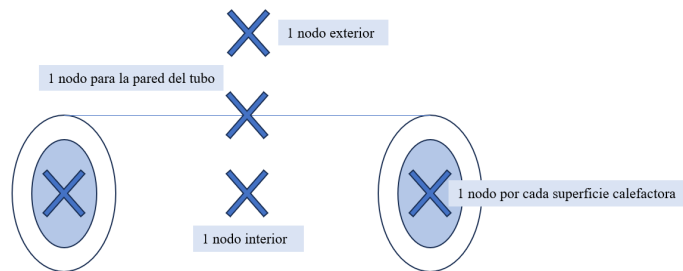


Figura 7: Nodos representativos del ejemplo. Elaboración propia

se nos indica, las placas calentadoras tienen un flujo impuesto. Asimismo, la pared emite calor mediante radiación (como se ha especificado en el párrafo anterior) y por convección. El líquido interno por su parte intercambia calor mediante convección con las placas y la pared. Nótese que la particularidad de este ejemplo es que la pared es cilíndrica, lo que lleva a que se pueda estudiar desde un punto de vista de simetría también cilíndrica. Esto permite que, asumiendo que la temperatura del líquido es homogénea a lo largo de la tubería, la temperatura de la pared también lo será. Es por ello que es suficiente con un nodo para caracterizar la pared y el fluido interior.

Impuestos los nodos de estudio y las condiciones de contorno, se puede pasar a la representación. En este caso, es la que se muestra en la figura 8

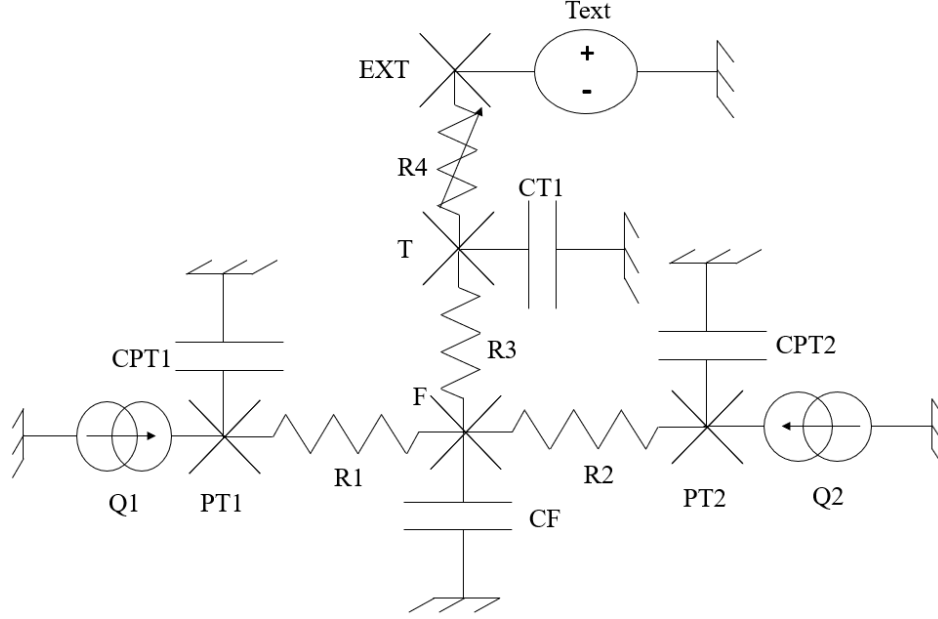


Figura 8: Circuito térmico análogo del ejemplo. Elaboración propia

Donde PT1 y PT2 hacen referencia a los calentadores, F al fluido interior, T al tubo (o las paredes de este) y EXT a un nodo que representa el entorno exterior de temperatura conocida. Nótese que el símbolo de resistencia térmica entre la pared del tubo y el exterior indica que es variable; esto se debe a que se ha impuesto el intercambio de energía por radiación (además de la transferencia por convección, que se asume añadida a la de radiación), provocando que dicha resistencia tenga un valor dependiente de la temperatura del nodo.

Una vez planteado el circuito análogo, se pueden plantear las ecuaciones que rigen la evolución de la temperatura en el sistema. Siguiendo con el ejemplo, el sistema correspondiente es:

$$\begin{cases} C_{PT1} \frac{dT_{PT1}}{dt} = G_1(T_F - T_{PT1}) + \dot{Q}_1 \\ C_F \frac{dT_F}{dt} = G_1(T_{PT1} - T_F) + G_2(T_{PT2} - T_F) + G_3(T_T - T_F) \\ C_{PT2} \frac{dT_{PT2}}{dt} = G_2(T_F - T_{PT2}) + \dot{Q}_2 \\ C_T \frac{dT_T}{dt} = G_3(T_F - T_T) + G_4(T_{ext} - T_T) \end{cases}$$

Donde C_i es la capacidad térmica del nodo y equivale al término $\rho_i C_{P,i} V_i$. Asimismo los valores de las capacitancias descritas en el sistema son los mostrados en la tabla 4.

Relación de conductancias	
Conductancia	Expresión
G_1	$h_{convF}S_{PT1-F}$
G_2	$h_{convF}S_{PT2-F}$
G_3	$h_{convF}S_{F-T}$
G_4	$\epsilon_T \sigma F_{T-EXT} S_{T-EXT} (T_{EXT}^2 + T_T^2) (T_{EXT} + T_T)$

Tabla 4: Expresiones de las distintas conductancias del ejemplo

Una vez establecido el sistema, se podría proceder a la resolución numérica del sistema de ecuaciones diferenciales para obtener la evolución de la temperatura en los nodos de estudio durante un intervalo de tiempo definido.

Otro estudio relevante que se puede realizar es obtener el valor de la temperatura de los nodos en régimen permanente. Esto se obtiene igualando el término de la variación temporal de la temperatura a 0 y resolviendo el sistema.

2.4 Funcionamiento de un termopar

Dado que se pretende validar un modelo térmico, la adquisición de datos de temperatura en distintos puntos de la geometría caracterizada es esencial. Es por ello que este apartado cobra un especial interés, pues los termopares han sido el sensor elegido para el procedimiento de validación del modelo térmico.

El funcionamiento de estos se basa en lo que se conoce como efecto Seebeck, el cual constata que «cuando un par de metales diferentes en contacto entre sí en cada extremo están sujetos a cambios de temperatura, crean un pequeño potencial de voltaje» (Smith, 2023). En el esquema mostrado en la figura 9 se observa claramente la idea.

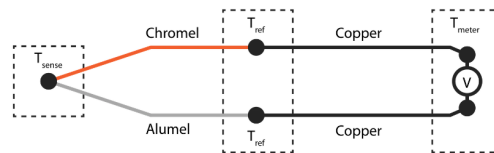


Figura 9: Esquema de funcionamiento de un termopar. Imagen extraída de dewesoft.com

Dependiendo del rango de medición que se desee, así como de la precisión, es fundamental una elección adecuada de los metales que componen el termopar. Dependiendo del par de metales elegidos, el termopar

elegido ha de tener una letra que haga referencia a su tipo. Por ejemplo, un termopar cuyas partes sean de cobre y una aleación de cobre y níquel es denominado como termopar tipo T. Para mayor detalle, en la tabla 5 se resume los distintos tipos de termopares, los metales que los componen y otra serie de características.

Relación de tipos de termopares			
Tipo	Aleaciones utilizadas	Intervalo de uso (°C)	Observaciones
C	Aleación W(5%)-Re(5%) + Aleación W(26%)-Re(26%)	0 a 2320	Aplicaciones de alta temperatura en entornos no oxidantes
E	Aleación Cr-Ni + Aleación Cu-Ni	-50 a 740	Utilizado normalmente en ambientes criogénicos
J	Acero + Aleación Cu-Ni	-40 a 750	Más utilizado en altas temperaturas
K	Aleación Cr-Ni + Aleación Ni-Al	-200 a 1350	Tipo de termopar más utilizado
N	Aleación Ni-Cr-Si + Aleación Ni-Si-Mg	-270 a 1300	Más estable que los tipo K
R	Aleación Pt(13%)-Rh + Aleación Pt	-50 a 1768	Para experiencias de alta temperatura
S	Aleación Pt(10%)-Rh + Aleación Pt	-50 a 1768	Similar a los tipo R
T	Aleación Cu + Aleación Cu-Ni	-270 a 400	Para experiencias en ambientes húmedos o de bajas temperaturas

Tabla 5: Listado de distintos tipos de termopar

Posteriormente, en base a los datos de la tabla 5 y a otros requerimientos, se discute y decide el termopar adecuado para la validación del modelo térmico. Asimismo, nótese que este apartado es una mera introducción al funcionamiento de un termopar; existen diversos aspectos a tener en cuenta a la hora de correcto uso como pueden ser la caracterización de estos o el correcto tratamiento de los datos obtenidos ya sea electrónicamente o mediante software adecuado.

2.5 Consideraciones sobre el *outgassing*

«El término genérico de *outgassing* se refiere al fenómeno de gases o partículas escapando de la superficie de un material ... Los productos generados por *outgassing* representan un peligro para materiales sensibles

tales como instrumentos ópticos, recubrimientos térmicos y componentes de alto voltaje»(Ley, Wittmann, & Hallmann, 2009). En la figura 10 se esquematiza lo descrito.

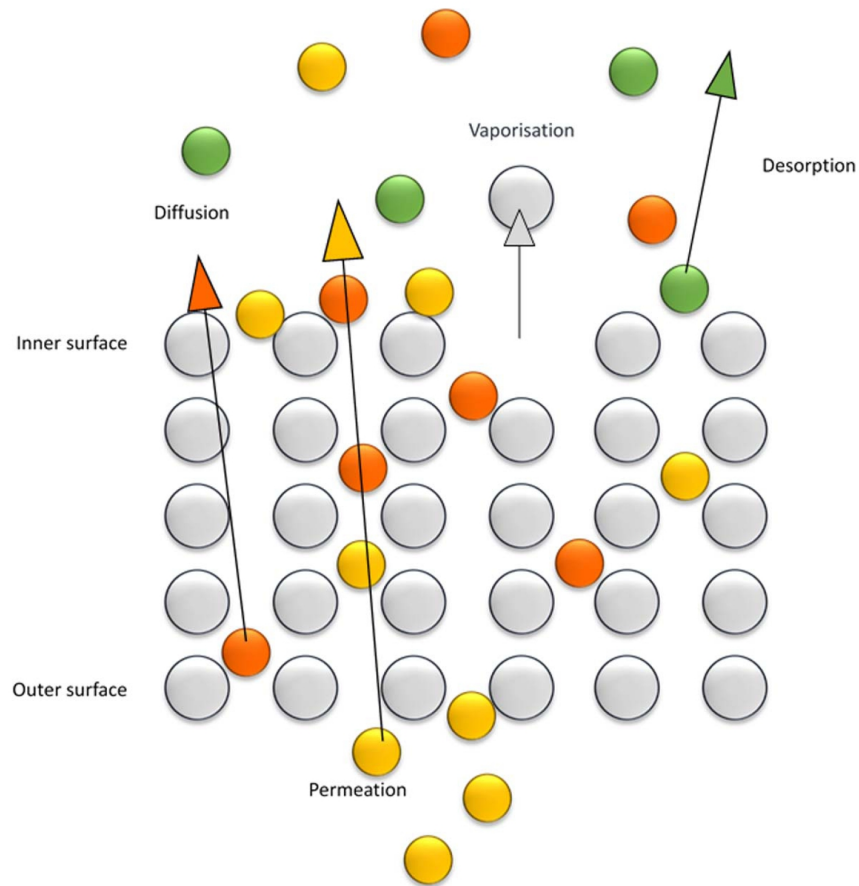


Figura 10: Fenómeno de outgassing esquematizado. Extraído de *A review of outgassing and methods for its reduction*

Este fenómeno cobra vital importancia y criticidad en el entorno espacial, pues para que se de este fenómeno se requieren de dos condiciones: vacío y altas temperaturas. Es decir, cualquier vehículo aeroespacial describiendo cualquier órbita espacial, incluyendo las LEO, son susceptibles de sufrir este fenómeno. No obstante, no todos los materiales son potenciales candidatos a un efecto agravado de *outgassing*; son principalmente las resinas adhesivas las que sufren mayormente este fenómeno. Asimismo, también se exagera en uniones y remaches, debido a bolsas de aire y cavidades inesperadas.

Pese a que parezca un problema únicamente relativo al desarrollo de la misión, también es crítico a la hora de llevar a cabo experiencias en cámaras de vacío con el propio satélite. Un ejemplo de entre diversas experiencias es, considerando las condiciones necesarias para llevarlo a cabo, la validación de un modelo térmico del satélite (véase que reúne las dos condiciones principales de *outgassing*, vacío y altas temperaturas).

Esto se debe a que es requisito indispensable para los laboratorios con entornos de vacío mantener lo que se conoce como «espacios limpios». Según la norma ISO 14644-1, donde establece las especificaciones para la clasificación de salas limpias según la concentración de partículas en el aire, una sala limpia tiene límites específicos para el tamaño y la cantidad de partículas permitidas en el aire.

Así pues, si el satélite sufre *outgassing*, esto conlleva un inevitable vertido de partículas en la cámara, contaminando el espacio. Esto es una situación totalmente indeseable pues mantener o conseguir la certificación de espacio limpio es costoso tanto en tiempo como monetariamente.

3 Desarrollo de modelos térmicos

En aras de obtener la mayor información posible en una pronta etapa del proyecto de desarrollo de *Estigia*, se han planteado dos modelos térmicos correspondientes a una geometría simplificada del *CubeSat* y al de una placa de aluminio (que entendemos ciertamente análogo con el de una de las paredes del nanosatélite).

3.1 Metodología

Para desarrollar ambos modelos, se ha utilizado el programa SIMULINK, concretamente su librería de transmisión de calor. Esta utiliza una serie de elementos que pueden ser conectados como si se tratase de una red eléctrica para determinar la temperatura en los nodos deseados. Es decir, es una librería basada enteramente en la analogía electrotérmica. Este hecho se constata en la tabla 6, donde se muestran los distintos elementos que pueden ser usados a la hora de modelar el sistema.

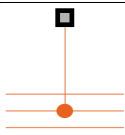
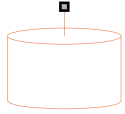






Representación de elementos térmicos en SIMULINK	
Magnitud o elemento térmico	Representación
Temperatura de referencia	
Capacidad térmica	
Resistencia térmica	
Resistencia térmica de conducción	
Resistencia térmica de convección	
Resistencia térmica de radiación	
Temperatura impuesta	
Flujo térmico impuesto	

Tabla 6: Representación análoga de elementos térmicos

Con el objetivo de clarificar su uso, se ha modelado el ejemplo del apartado 2.3.4 con los elementos de SIMULINK tal y como se muestra en la figura 11 para contextualizar su correcta utilización.

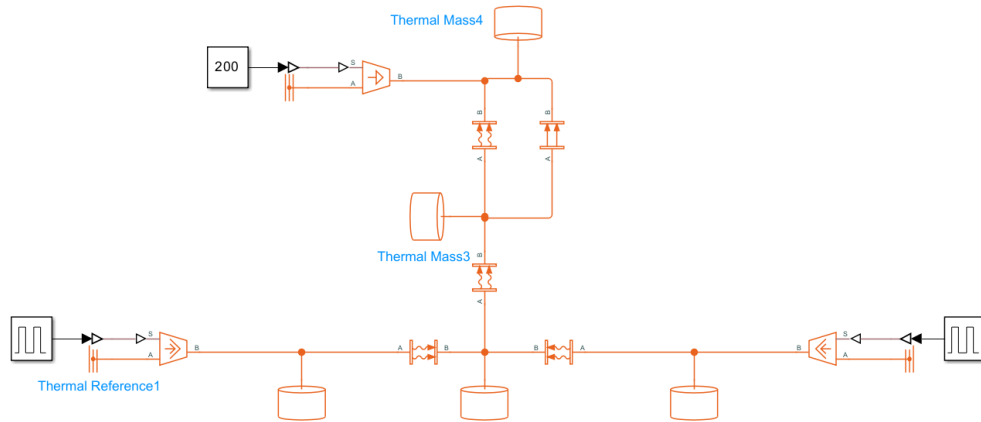


Figura 11: Modelo térmico del ejemplo 1 en SIMULINK. Elaboración propia

Nótese que existen diferencias entre la forma tradicional de representar los sistemas térmicos mediante la analogía electrotérmica y cómo se modela en SIMULINK. Ejemplo de ello es que, por ejemplo, observamos que los condensadores (o masas térmicas) no tienen en el extremo una conexión a tierra (o referencia térmica); esto es debido a que se asume que siempre se da ese caso por lo que se omite en la representación. Asimismo, SIMULINK permite establecer el flujo térmico sobre el nodo o la temperatura impuesta mediante una función deseada. En este caso, la temperatura impuesta en el entorno es de 200 K como se puede observar mientras que los flujos de calor impuestos se corresponden con una función periódica dada.

Así pues, a la hora de desarrollar los posteriores modelos, si conocemos con exactitud los flujos de calor impuestos sobre una superficie dada así como la temperatura del entorno, podremos establecer con exactitud dichas condiciones de contorno. Cabe adelantar que el caso del modelo simplificado de *Estigia* los flujos de calor impuestos son los flujos solar, de albedo y terrestre y la temperatura del entorno (vacío) de 2 K.

Asimismo, otra característica de alto interés de la simulación de modelos térmicos en SIMULINK es la personalización mediante variables definidas previamente por el usuario. Como clarificación, se muestra en la figura 12 una ventana de configuración de una resistencia térmica por conducción definida mediante parámetros preestablecidos en el *working space* de MATLAB.

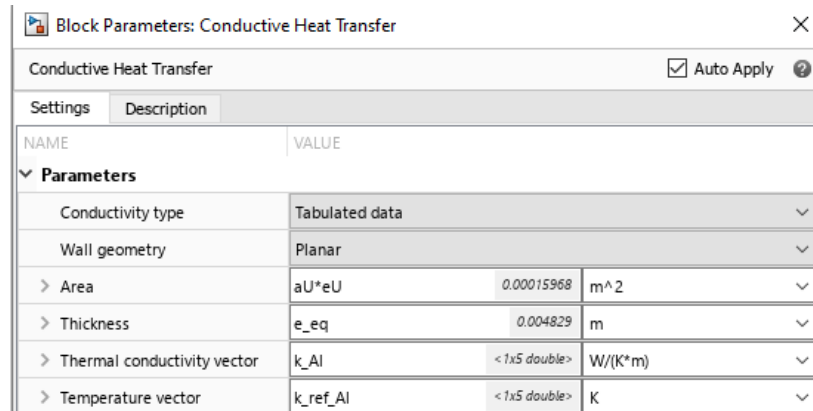


Figura 12: Menú de configuración de una resistencia por conducción en SIMULINK

El interés radica en la posibilidad de analizar aspectos de la misión o de la propia geometría del satélite mediante estudios paramétricos. Por ejemplo, se podría realizar un estudio del espesor de las paredes del *CubeSat* y su influencia en la temperatura de este o realizar un estudio de las propiedades físicas de los materiales de un determinado modelo para garantizar un correcto aislamiento. Por lo que respecta al modelo simplificado de *Estigia*, en el apartado se ha optado por caracterizar paramétricamente 9 LEO en función de la altura con respecto a la Tierra y de la inclinación del satélite.

Dada la importancia, incluso sin ser parte fundamental del estudio paramétrico que se lleva a cabo, de la determinación de los flujos térmicos a causa del sol, el albedo y la Tierra, se ha optado por utilizar el *software* desarrollado por AIRBUS llamado Systema junto con los complementos THERMICA y THERMISOL para llevar a cabo la caracterización de los mencionados flujos térmicos.

3.2 Modelo térmico simplificado de un *CubeSat*

En primera instancia, se pretende desarrollar un modelo simplificado gracias a la analogía electrotérmica que sea lo suficientemente genérico como para que se puedan efectuar cálculos de aparente complejidad en un tiempo reducido pero sin perder exactitud. Es decir, se pretende conseguir un modelo térmico matemático que de paso a llegar a conclusiones razonables y coherentes dentro de las primeras etapas de diseño de, en este caso *Estigia*, un *CubeSat*.

De lo anterior, se deduce que se busca también un modelo térmico que no solo sea en su planteamiento aplicable a un solo nanosatélite sino que además permita que, aún habiendo variaciones geométricas, estas puedan ser consideradas un parámetro en el modelo y, en consecuencia, no sea necesario modificar las condiciones de contorno de la simulación ni su planteamiento nodal.

3.2.1 Planteamiento nodal

La primera decisión de calado en el desarrollo del modelo térmico es decidir la posición de los nodos sobre los que se va a realizar el estudio. Así pues, en aras de cumplir con los objetivos de simplicidad en el cálculo y su futura aplicación a otros satélites, se ha optado por la aproximación geométrica mostrada en la figura 13.

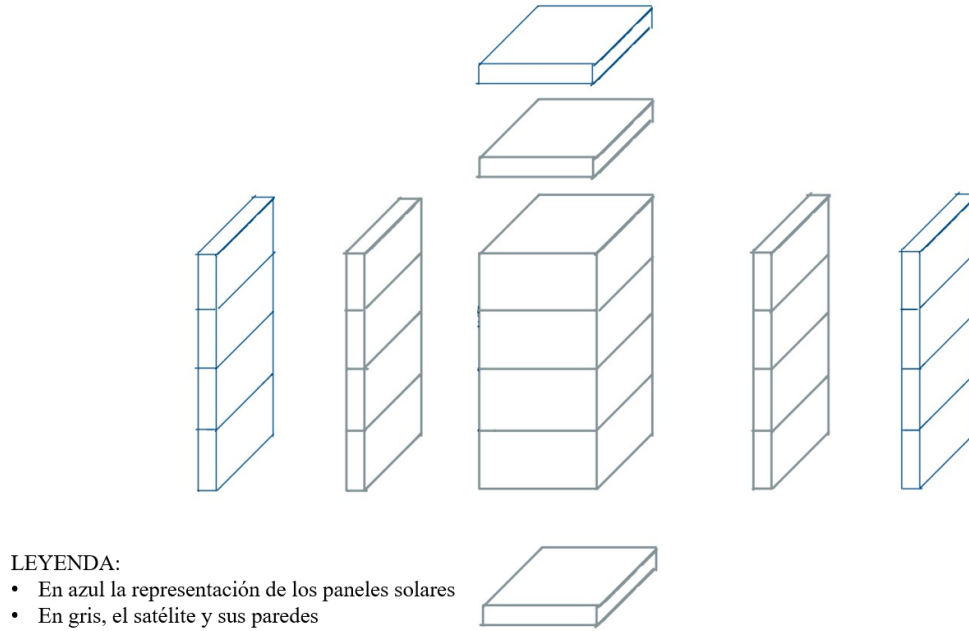


Figura 13: Simplificación geométrica de un CubeSat. Elaboración propia

En ella, en cada partición de pared, o de panel solar, se sitúa un nodo; como el ancho y el largo de la pared asumimos que son coincidentes (véase el Anexo B para constatar que esto es una aproximación geométrica que no coincide exactamente con la realidad), los nodos están alineados y permiten un fácil tratamiento matemático (la distancia entre los nodos es la media de los espesores del panel solar y la pared del nanosatélite, no siendo así si no se cumpliera que están perfectamente alineados y que el ancho y el largo son coincidentes).

Asimismo, se ha de constatar en qué paredes se ha dispuesto un panel solar. Bien si en primera instancia se puede pensar que todas las paredes llevan adherido uno, ello no sería acertado pues añadiría peso innecesario al satélite. Así pues, se han de disponer en posición y número adecuados para maximizar la carga y aprovisionamiento de energía al satélite. Este punto puede causar que, en caso de que se estudie otro nanosatélite distinto a *Estigia*, el modelo térmico simplificado se vea comprometido y sea necesario modificarlo para que el número de paneles solares y su posición sea coherente.

Una vez determinado el número de paneles solares necesarios y su posición, es de vital importancia establecer la referencia tridimensional que se va a seguir. Dado que se trata de un vehículo orbital, se ha

optado por definir el sistema de referencia con origen en el centro del *CubeSat* de la siguiente forma:

- La dirección del eje X viene marcada por el **nadir**.
- La dirección y sentido del eje Z son solidarios con el vector superficie de la **ram face**.
- Como el sistema se recorre a derechas, el eje Y viene dado una vez definidos el eje X y el eje Z.

A modo de breve glosario, se definen los términos de interés anteriormente mencionados como sigue:

- **nadir**: «Dirección de un satélite directamente orientado hacia el centro del planeta. Opuesto al cénit»(NASA, n.d.).
- **ram face**: «La *ram face* de un satélite es aquella dirigida en la dirección del movimiento del satélite»(ESA, n.d.).

Por último, la distribución de la estructura y soportes interiores se puede observar (véase figura 13) que ha sido dividida en 4 secciones iguales y de misma forma. Si se compara con la estructura real a manufacturar (véase Anexo B) es evidente que no es en ningún caso coincidente; de hecho, es evidente que el interior del *CubeSat* no es un bloque de aluminio macizo. Así pues, cómo se puede aseverar que mediante esta aproximación se puede mantener de alguna forma la exactitud en el cálculo de la temperatura del nanosatélite?

El hecho es que, al tratarse de un modelo térmico **matemático**, podemos establecer una equivalencia matemática, que no geométrica, la cual permita establecer una temperatura interior equivalente lo suficientemente aproximada como para extraer conclusiones en base al orden de magnitud de las respuestas obtenidas. Para establecer dicha equivalencia, se ha procedido como sigue:

1. Identificar la masa total de la estructura interior.
2. Calcular el volumen total dado que se conoce que toda la estructura es del mismo material.
3. Asignar a cada nodo interior una cuarta parte del volumen de estructura interna calculado.
4. Determinar la superficie de contacto entre la estructura y la pared para cada división en la estructura simplificada.

A la vista del proceso anterior, como aseguramos que la superficie de contacto entre el nodo interior y el nodo «pared» es veraz y corresponde a la realidad, podemos aseverar que las conclusiones obtenidas a partir de este modelo son fiables al menos en lo que respecta al orden de magnitud de temperaturas obtenido.

3.2.2 Condiciones de contorno

Una vez establecidos los nodos de estudio, el siguiente paso es determinar las condiciones de contorno de estos. Dichas condiciones límite se pueden agrupar en 3 casos:

- Flujo de calor impuesto. Es decir, los flujos de calor absorbidos y provenientes de la radiación solar, del albedo y de la Tierra. Se añade también la radiación emitida al espacio.
- Temperatura impuesta. Solamente en el nodo «exterior».
- Conducción. Tanto entre las paredes y el interior, como la conducción entre los nodos interiores. También se incluye el contacto entre los paneles solares y sus respectivas paredes de aluminio.

Comenzando por el primer caso, los flujos por radiación se establecen en dos partes: la radiación absorbida por el satélite y la radiación emitida por este. Es por ello que en el modelo simplificado siempre se impondrá esta condición límite mediante la configuración mostrada en la figura 14.

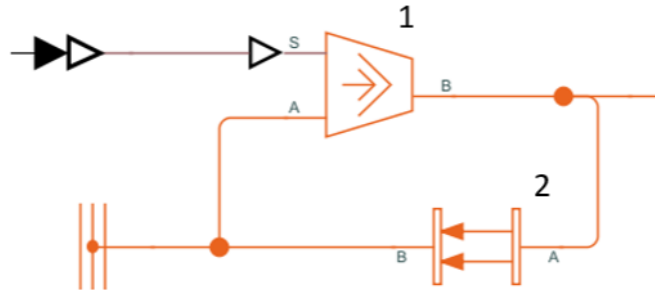


Figura 14: Configuración en SIMULINK para condición límite de flujo impuesto y radiación. Elaboración propia

Aunque no se aprecie en la figura, en el elemento 1, la función del flujo impuesto con respecto del tiempo en órbita se introduce al sistema por la entrada «S» y se diferencia con la entrada «A»; en este caso como A está conectada a la referencia ($0 K$) no existe tal substracción. Por otro lado vemos una reconducción de flujo térmico saliente en el elemento 2 hacia la referencia. Esto se debe a que, dada la temperatura en el espacio exterior, es matemáticamente asumible que se encuentra a $0 K$, lo cual simplifica la representación en SIMULINK y el tiempo de calculo. Dicha reconducción es la radiación emitida por el propio *CubeSat* en cada nodo.

En cuanto a la configuración del elemento 2 de la figura, se ha de dotar al sistema con las variables mostradas en la figura 15

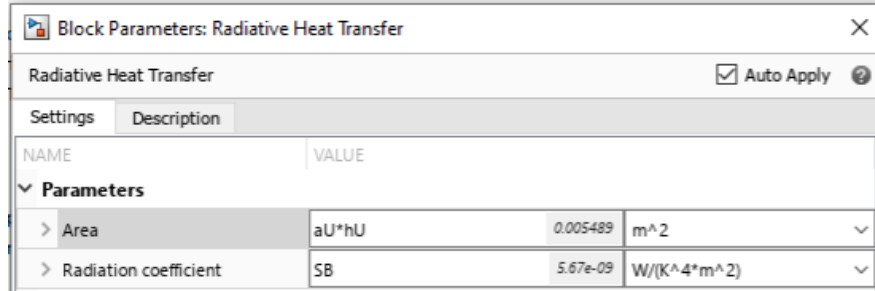


Figura 15: Configuración del bloque de radiación emitida.

Cabe mencionar que el *Radiation coefficient*, k , es una constante a definir dependiendo del caso de radiación estudiado. Esto se debe a que, según el manual de SIMULINK, el flujo térmico se calcula del siguiente modo:

$$Q = kA(T_A^4 - T_B^4)$$

Como el caso a estudiar es el de interacción cuerpo negro – cuerpo gris, simplemente se ha de cambiar el término k por su equivalente en la ecuación 8, tal y como numéricamente se muestra en la anterior figura.

Continuando con el estudio del modelo plantado, por lo que respecta a la condición límite de radiación y de flujo impuesto, solo resta establecer dicho flujo térmico impuesto. Este, como se ha comentado anteriormente, está compuesto de 3 flujos (solar, de albedo y terrestre). Para su determinación, se han simulado 9 órbitas en SYSTEMA (pues se pretende realizar posteriormente un estudio paramétrico en base a la altitud de la órbita y a la inclinación del *CubeSat*) de un cubo de aluminio. Aunque pueda parecer una aproximación poco certera por ser un mero cubo de aluminio, en realidad es una información perfectamente plausible y aceptable. Esto se debe a que el dato que se busca es el flujo térmico por unidad de superficie; así pues, no importa el material ni la estructura interior, solo se busca una serie de valores de flujo térmico **sobre las caras**.

A modo de ejemplo, una órbita a una altitud de 400 km de un «cubo» con una inclinación de 40° soporta los flujos mostrados en la figura 16.

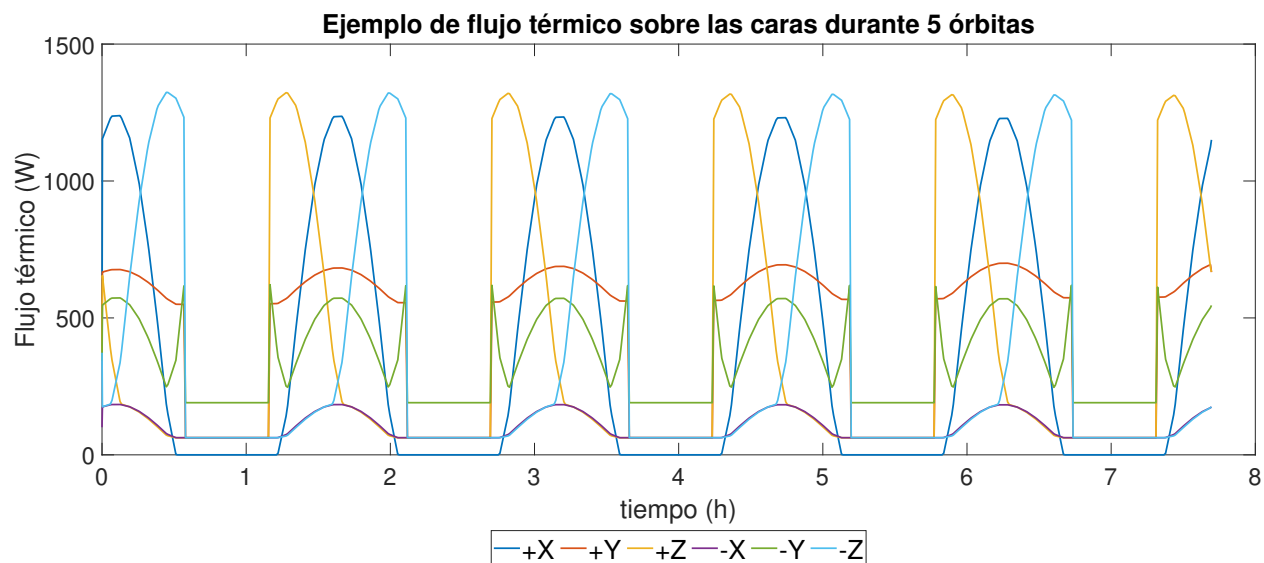


Figura 16: Flujo térmico sobre las caras durante 5 órbitas. Elaboración propia

Nótese que en este caso no se ha indicado el flujo térmico específico (dividido entre la superficie), sino el flujo térmico que incide sobre cada superficie. Asimismo, esta figura muestra la esperada periodicidad de los flujos térmicos que sufre el satélite. Para mayor detalle, se muestra en la figura 17 un aumento de la figura anterior, es decir, una sola órbita.

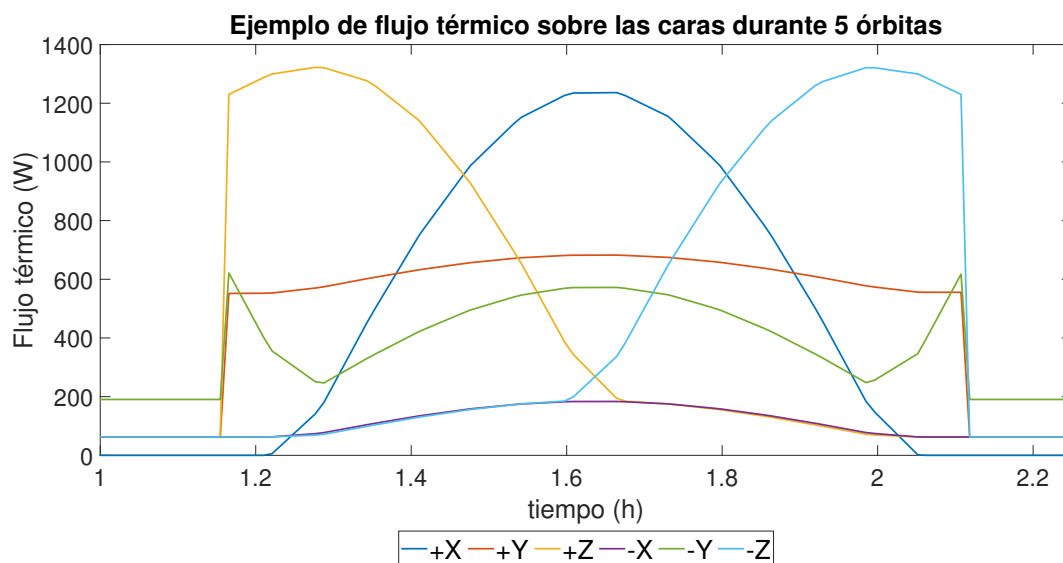


Figura 17: Flujo térmico sobre las caras durante una órbita. Elaboración propia

Una vez determinada la radiación sobre las superficies, solo queda por establecer la conducción entre los distintos nodos. Comenzando por el caso más simple, a continuación en la figura 18 se muestra la configuración de la conducción entre los nodos de las paredes de aluminio del *CubeSat*.

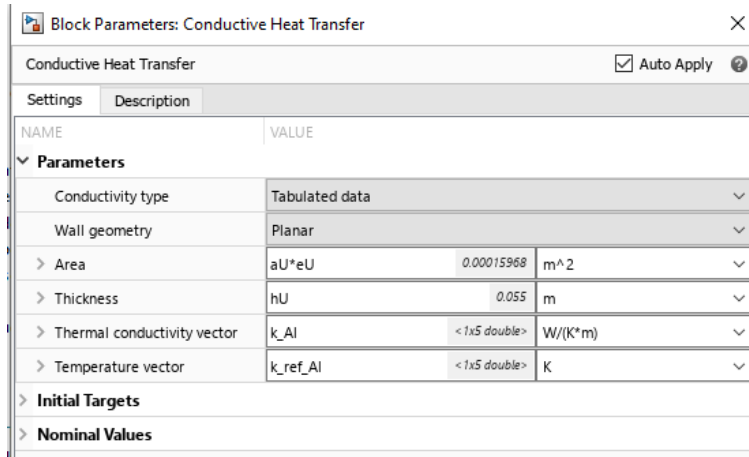


Figura 18: Configuración de conducción en la pared

Nótese que la distancia entre nodos (*thickness* en el menú de configuración) corresponde con largo de un cuarto de la pared. Esto se debe a que todas las distancias nodales se han calculado como sigue:

$$\Delta x = \frac{d_A + d_B}{2}$$

Es decir, la distancia entre nodos es el promedio de la longitud característica de cada nodo. Es decir, si son dos paredes superpuestas sobre su lado con mayor superficie será el promedio de sus espesores; en este caso es el promedio de los largos (el contacto se asume entre «bordes») por lo que permanece invariable.

También se puede observar que se ha de proporcionar la conductividad térmica del material. En este caso, y por disponer de los datos suficientes, se ha introducido en formato tabular para que durante la simulación el *software* pueda interpolarla, generando así resultados más precisos.

El siguiente caso descrito es la conducción entre los nodos de los paneles solares. Dada la aproximación geométrica que se ha empleado, se da una situación donde es necesario utilizar otro elemento pues se da el caso de contacto entre dos superficies de distinto material. Esto se debe a que una parte del panel solar es de alúmina (adecuada para fines aeroespaciales) y otra se asume de arseniuro de galio (principalmente la encargada de la generación de energía). Dicha disposición se esquematiza en la figura 19.



Figura 19: Panel solar simplificado. Elaboración propia

Así pues, existen dos tipos de resistencia conductiva: la resistencia alúmina-GaAs que se calcula conforme a lo especificado en el apartado 2.3.1, ecuación 6 y la resistencia conductiva entre los dos nodos de arseniuro de galio.

Del mismo modo, la resistencia de conducción entre los paneles solares y las paredes de aluminio se calcula conforme a la ecuación 6, pues se dan dos casos de distintos materiales, la conducción entre los nodos de alúmina y la pared y los nodos de GaAs y esta. En caso de que no se disponga un panel solar sobre la placa de aluminio, se asume que está recubierta con pintura blanca (dato relevante a efectos de transferencia de calor por radiación). Por lo que respecta a los paneles solares, están recubiertos con una película de 1mm. de espesor de Kapton.

Pasando al interior del *CubeSat*, este, como se ha explicado anteriormente, está dividido en 4 nodos «internos». Dichos nodos se corresponden invariablemente con una cuarta parte del volumen de la estructura interna aunque en la realidad dicha distribución no sea completamente cierta. Por tanto, la conducción entre ellos es simplemente asemejable a la conducción entre cubos macizos de aluminio.

No obstante, la conducción entre las paredes y dichos nodos contiene un elemento singular: el espesor equivalente. Este se ha calculado de la siguiente forma:

$$e_{eq} = \frac{V_{sat}}{hUaU}$$

Siendo V_{sat} el volumen de material comprendido por la estructura y el soporte, hU un cuarto del largo del nanosatélite y aU un cuarto del ancho de este. Este parámetro se ha calculado para poder establecer una «distancia» entre los nodos «pared» y los nodos interiores.

3.2.3 Vista general del modelo

Una vez establecidas todas las condiciones de contorno, solo queda introducir el modelo en SIMULINK. La filosofía que impera en el desarrollo de este es, como se puede ver en la figura 20, separar en bloques principales los nodos de estudio para una rápida detección de fallos y anomalías así como para simplificar las tareas de modelado.

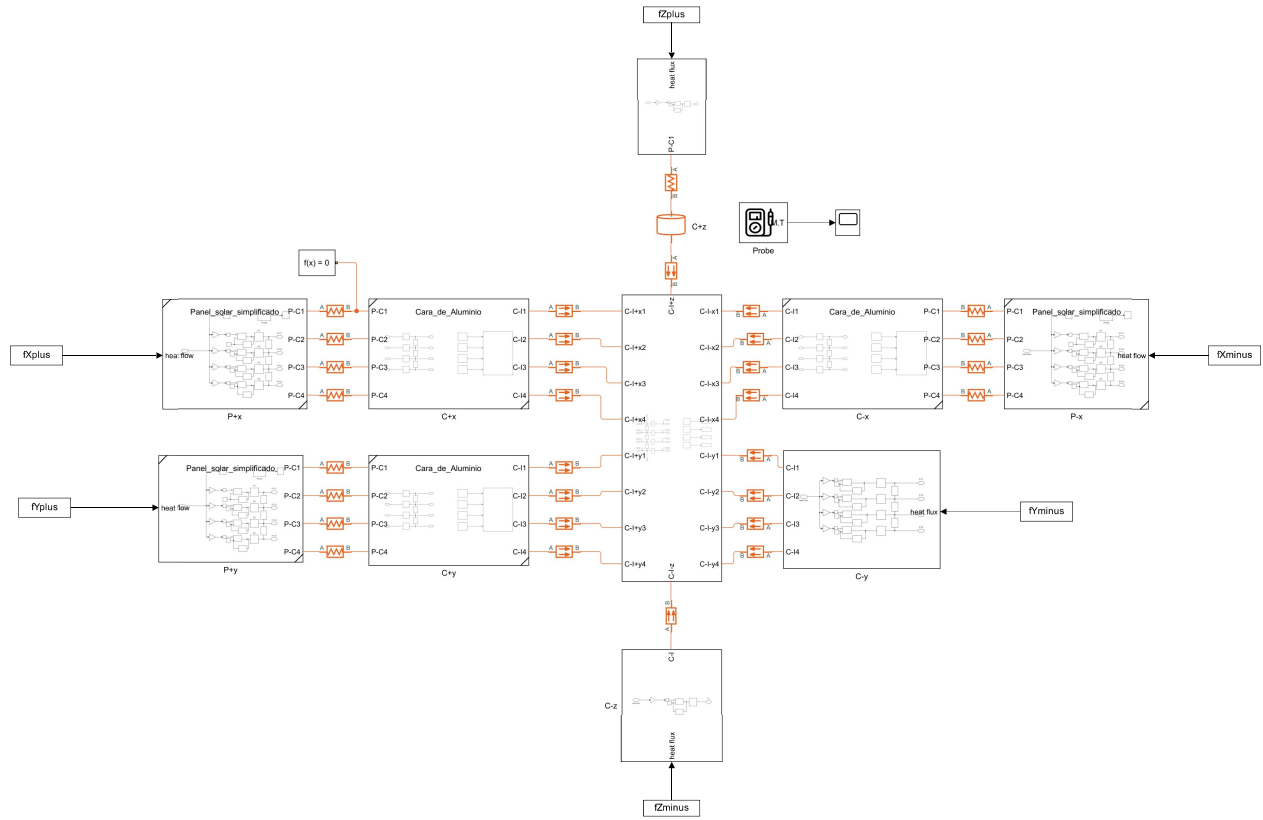


Figura 20: Modelo térmico simplificado de Estigia

Como se puede observar, cada bloque está conectado a otro ya sea por resistencias térmicas genéricas (resistencias de contacto entre dos materiales distintos en este caso), o por resistencias de conducción. A

continuación se adjuntan las figuras 21 y 22 donde se observa la configuración nodal de los paneles solares y las paredes de aluminio respectivamente.

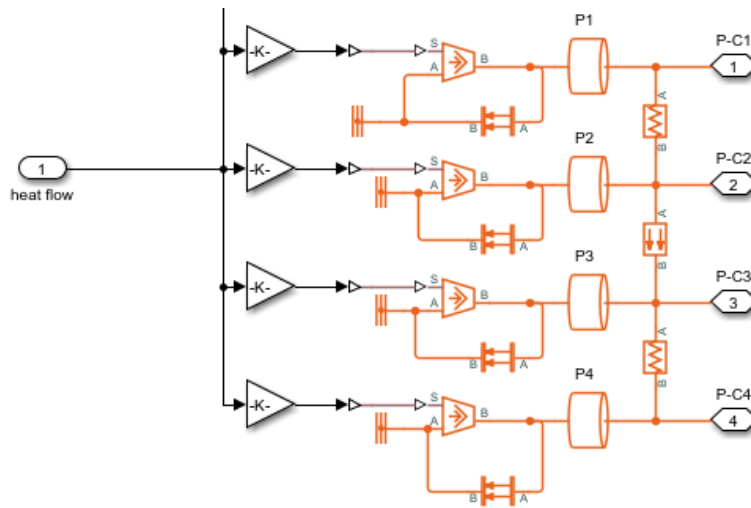


Figura 21: Nodos de los paneles solares del satélite

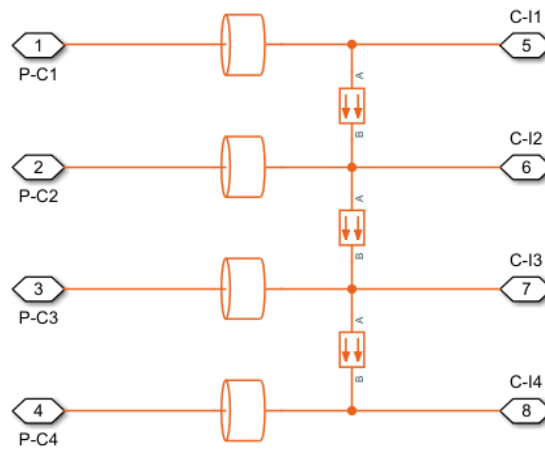


Figura 22: Nodos de las paredes del satélite

En las anteriores figuras, se observa como mediante los elementos que dispone SIMULINK, se efectúa el modelo conforme a las condiciones de contorno definidas en el apartado anterior. Para completar el entendimiento del modelo, la figura 23 muestra la disposición interior del modelo de la estructura y el soporte de Estigia.

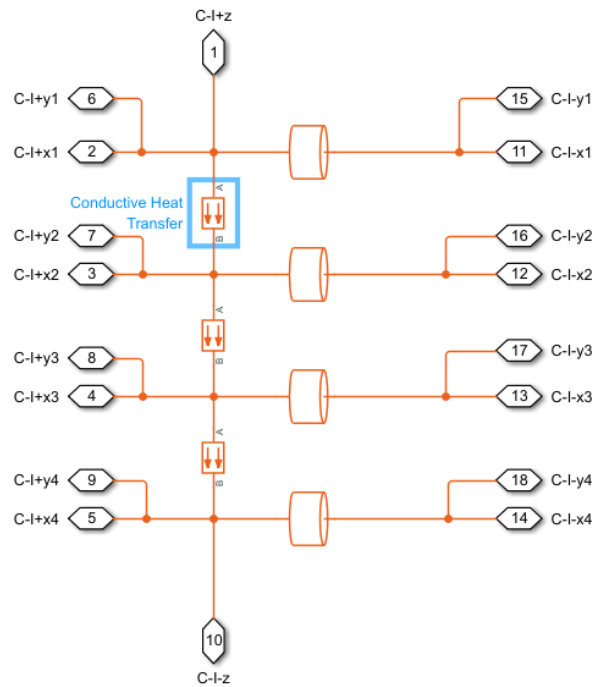


Figura 23: Nodos del interior del satélite

3.2.4 Estudio paramétrico y resultados

Una vez cerrado el modelo térmico del nanosatélite, se puede proceder al estudio que se desee mediante su empleo. En este caso, tal y como se ha avanzado en apartados anteriores, gracias a SYSTEMA y sus complementos podemos obtener la radiación incidente sobre el nanosatélite para distintas alturas e inclinaciones. Por tanto, el estudio paramétrico busca:

- Conocer si con la configuración geométrica y estructural actual, se alcanza un régimen quasi-estacionario donde las temperaturas no rebasen un mínimo y un máximo conocidos.
- Determinar dicho mínimo y máximo.
- Concluir si, de alcanzarse algunos de esos puntos, algún componente electrónico sufriría daños que pudiesen afectar al buen desarrollo de la misión.

Para ello, se ha procedido mediante la verificación de hipótesis hasta el establecimiento de los objetivos anteriormente listados.

Hipótesis I: Dados los altos flujos térmicos impuestos, la temperatura del satélite se puede asumir homogénea.

Para establecer la certitud de esta hipótesis basta con simular en varias órbitas distintas la evolución de temperaturas de los nodos interiores. En este caso se ha escogido una órbita de altitud 400 km con una inclinación de 40° y otra con una altitud de 520 km y 55° . Los resultados se muestran en las figuras 24 y 25 respectivamente.

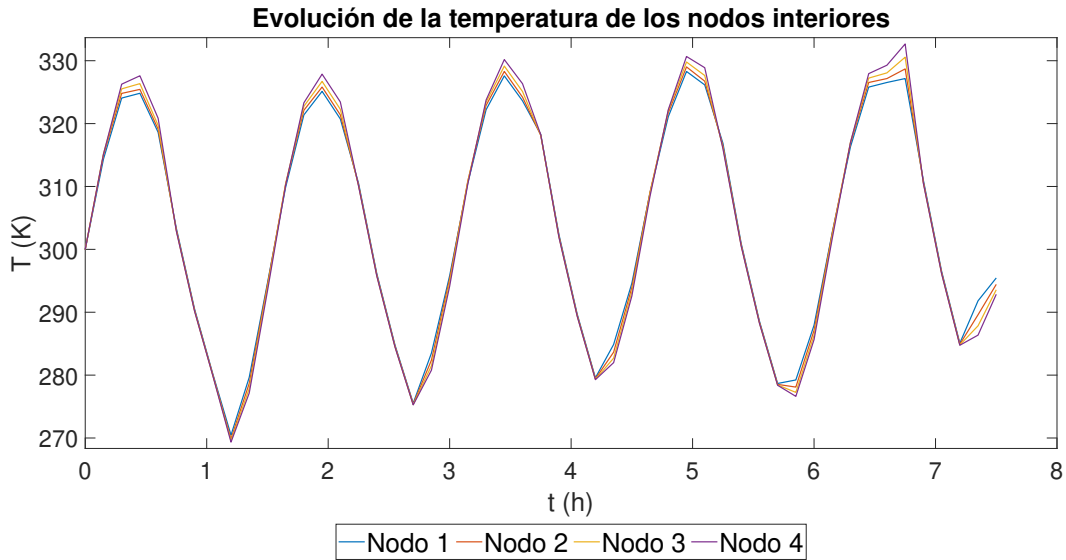


Figura 24: Evolución de la temperatura en los nodos interiores. Altitud 400km, inclinación 40° . Elaboración propia

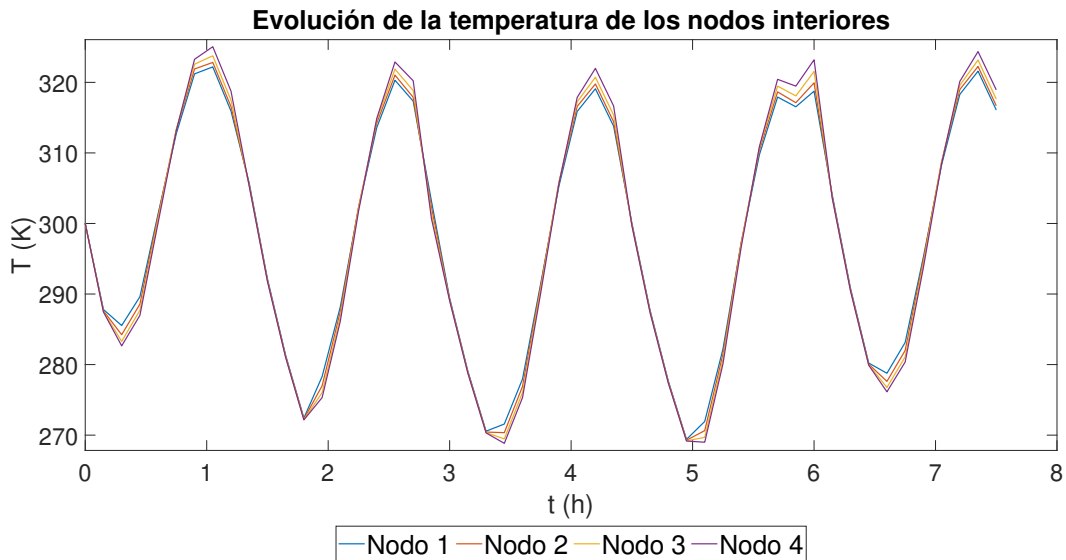


Figura 25: Evolución de la temperatura en los nodos interiores. Altitud 520km, inclinación 55° . Elaboración propia

Nótese que los nodos están ordenados en orden descendiente tomando como referencia el eje Z. Así pues el nodo 1 es el superior y el nodo 4 el inferior. De los resultados de ambas figuras podemos concluir que la hipótesis es incorrecta ya que cuando el satélite queda expuesto completamente a la radiación solar (máximos de temperatura), existe una diferencia considerable entre la temperatura de los nodos. También se aprecian ligeras diferencias en los mínimos de temperatura (momento en que el satélite no recibe ninguna radiación solar). Así pues podemos descartar la hipótesis primera y cambiarla por una más acorde:

Hipótesis II: La temperatura del nodo 4 es representativa para el resto del estudio pues comprende los máximos y mínimos de temperatura a los que el satélite debe hacer frente.

Una vez establecido el nodo de estudio, podemos proceder con el estudio paramétrico. Las ventanas de altitud y de inclinación con las que trabaja el equipo de generación espontánea están comprendidos entre 400 y 520 km de altitud y 40° y 55° grados de altitud respectivamente (hecho por el cual se han escogido las dos órbitas mencionada anteriormente para establecer la no homogeneidad de las temperaturas en el nanosatélite). A continuación en la figura 26 se puede observar las diferencias de temperatura en el cuarto nodo para todas las órbitas del estudio paramétrico.

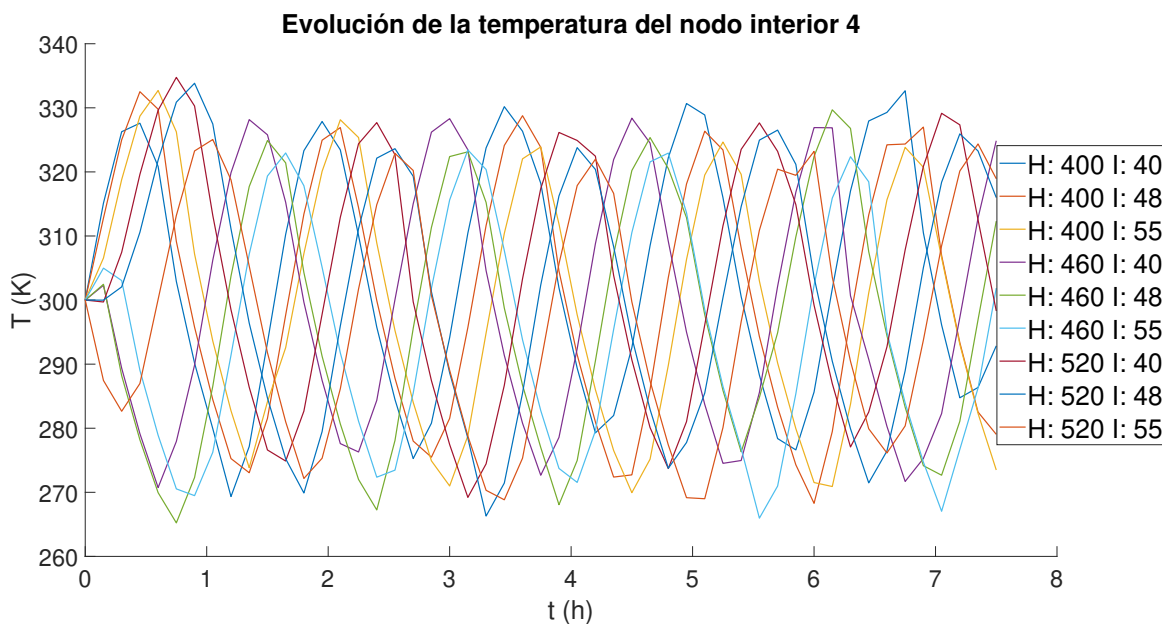


Figura 26: Evolución de la temperatura en el nodo interior cuarto. Elaboración propia

Como se puede observar, en una simulación de 7 órbitas de duración podemos establecer una evolución de la temperatura de carácter periódico. Así pues, se puede establecer un mínimo y un máximo para cada una de ellas. Dichos resultados se presentan de forma sintética en la tabla 7 (mínimos) y en la tabla 8 (máximos).

Temperaturas máximas calculadas ($^{\circ}C$)				
Altitud (km)	Inclinación($^{\circ}$)	40	48	55
	400		60	60
460		55	57	50
520		62	61	52

Tabla 7: Temperaturas máximas para cada configuración de órbita

Temperaturas mínimas calculadas ($^{\circ}C$)				
Altitud (km)	Inclinación($^{\circ}$)	40	48	55
	400		-4	-5
460		-2	-8	-7
520		-4	-7	-4

Tabla 8: Temperaturas mínimas para cada configuración de órbita

No obstante, dada la naturaleza del modelo, de este se desprende una última hipótesis:

Hipótesis III: El modelo térmico simplificado sobreestima las temperaturas. Es decir, los valores de temperatura son mayores que los reales en cada órbita.

Esto se debe a que, pese a las correcciones efectuadas, se sigue considerando el nanosatélite enteramente «relleno» de aluminio. Esto da lugar al hipotético aumento de temperaturas. Para confirmar la veracidad o falsedad de esta última hipótesis se ha de recurrir a un aspecto fundamental de la ingeniería térmica en el campo del diseño de satélites: la validación térmica.

4 Validación de modelos térmicos

Dado cualquier modelo térmico, es imperante contar con una validación experimental para, como mínimo, asegurar que los resultados y conclusiones obtenidas son correctas y se ajustan a la realidad.

Asimismo, y para dar paso a una nomenclatura acorde las normas ECSS, se busca validar el Thermal Mathematical Model (TMM); es decir, se pretende verificar que las ecuaciones nodales planteadas son correctas y representativas. Para ello en la normativa se proponen dos tipos de experiencias distintas:

- Thermal Balance (TB): Consiste en estabilizar la temperatura en el satélite para que la variación de esta sea nula. Permite determinar si los términos de conductancia están bien calculados y las condiciones de contorno bien establecidas.
- Thermal Cycle Test (TCT): Permite determinar si el *CubeSat* puede soportar los flujos térmicos calculados. Idealmente estos han de coincidir con los calculados previamente, pero una adaptación está permitida si el equipo experimental no cuenta con el *hardware* necesario.

4.1 Propuesta de validación de modelo térmico de *Estigia*

El objetivo de la validación no es certificar o demostrar que *Estigia* es un prototipo apto para ser puesto en órbita desde el punto de vista térmico. Esto se debe a que el proyecto se encuentra en fases tempranas de desarrollo. El objeto de la experiencia descrita a continuación es validar térmicamente la estructura sin ningún dispositivo electrónico a bordo. Si tras el experimento se obtiene un resultado satisfactorio, se puede aseverar que el modelo térmico simplificado es útil y apto para llegar a conclusiones en primer orden.

4.1.1 Equipo necesario

Para llevar a cabo los experimentos anteriormente mencionados (TCT y TB) se requiere de instrumentación específica con unas características particulares.

En primer lugar y más evidente, se requiere de una cámara de vacío con un «espacio limpio» tal y como se ha descrito en el apartado 2.5. Esa cámara de vacío ha de contar con las siguientes características según el estándar europeo (ECSS, 2002):

- Ha de ser capaz de generar una depresión hasta alcanzar $10^{-5}hPa$ o menos.
- No se debe usar una bomba de difusión para lograr el vacío.
- El equipamiento ha de pasar un test funcional antes y después de cada experiencia en vacío.

- Durante el proceso experimental, el equipo ha de ser monitorizado para detectar fallos intermitentes o persistentes.

Asimismo, por decisión del equipo PLUTON UPV, el método para introducir un flujo de calor sobre el nanosatélite es mediante un *thermal shroud*. También ha de ser capaz de proveer y soportar las temperaturas determinadas previamente. Por último, el equipo debe incorporar algún dispositivo que permita extraer los datos de la prueba en un formato válido para su posterior tratamiento, por ejemplo csv, xlsx o txt.

Otro punto importante de la instrumentación es el sensor empleado para obtener datos de temperatura. Conforme a lo descrito en el apartado 2.4 y al rango de temperaturas obtenido en las tablas 7 y 8 del apartado 3.2.4 lo más idóneo es el uso de termopares tipo K. Asimismo es labor del responsable de la experiencia decidir el posicionamiento de los termopares para la adquisición de datos por lo que se detalla más adelante las decisiones al respecto.

Por último, pese a que sea inusual, cabe mencionar el propio satélite como material necesario. Esto no se debe a la obviedad (el experimento busca validar un modelo térmico de este) sino más bien al hecho de que este y los materiales que lo componen han de cumplir con la condición de no sufrir un incidente de *outgassing* durante la despresurización. Es decir, se han de tener en cuenta los materiales que lo componen y un procedimiento específico para asegurarlo.

4.1.2 Elección de instalaciones

Una vez seleccionado el material necesario y especificado sus características, se procede a elegir las instalaciones en donde se ha de realizar el experimento. Por decisión de PLUTON UPV, tanto el TCT como el test de TB corren a cargo del VSC.

La decisión se ha tomado en base a lo siguiente:

- La oferta de cámaras de vacío (consultables en Anexo D)
- La experiencia del VSC en el sector aeroespacial
- El *know how* en materia de ciclado térmico

Cabe destacar que se permite a PLUTON UPV realizar los experimentos pertinentes en el VSC siempre que se garantice que los materiales del *CubeSat* no son susceptibles de *outgassing*. Para ello se ha de realizar una experiencia previa que así lo pruebe.

4.1.3 Planteamiento de la experiencia

El experimento, desde un punto de vista general ha de estar configurado conforme la figura 27.

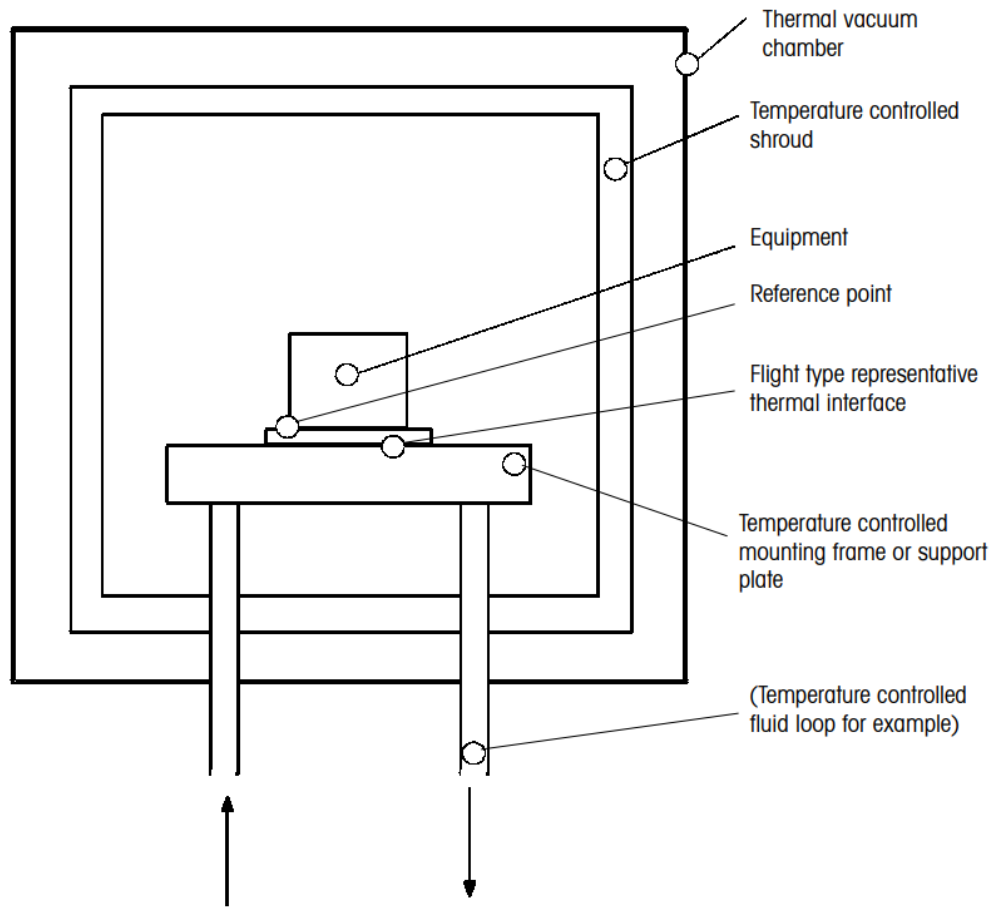


Figura 27: Esquema de disposición del experimento. Extraído de ECSS:Testing

También sería aceptable suspender el satélite mediante un «arnés» adecuado e imponer el flujo térmico únicamente mediante la radiación del *shroud*.

Por otra parte, el perfil de temperaturas del TCT ha de contemplar como mínimo lo mostrado en la figura 28:

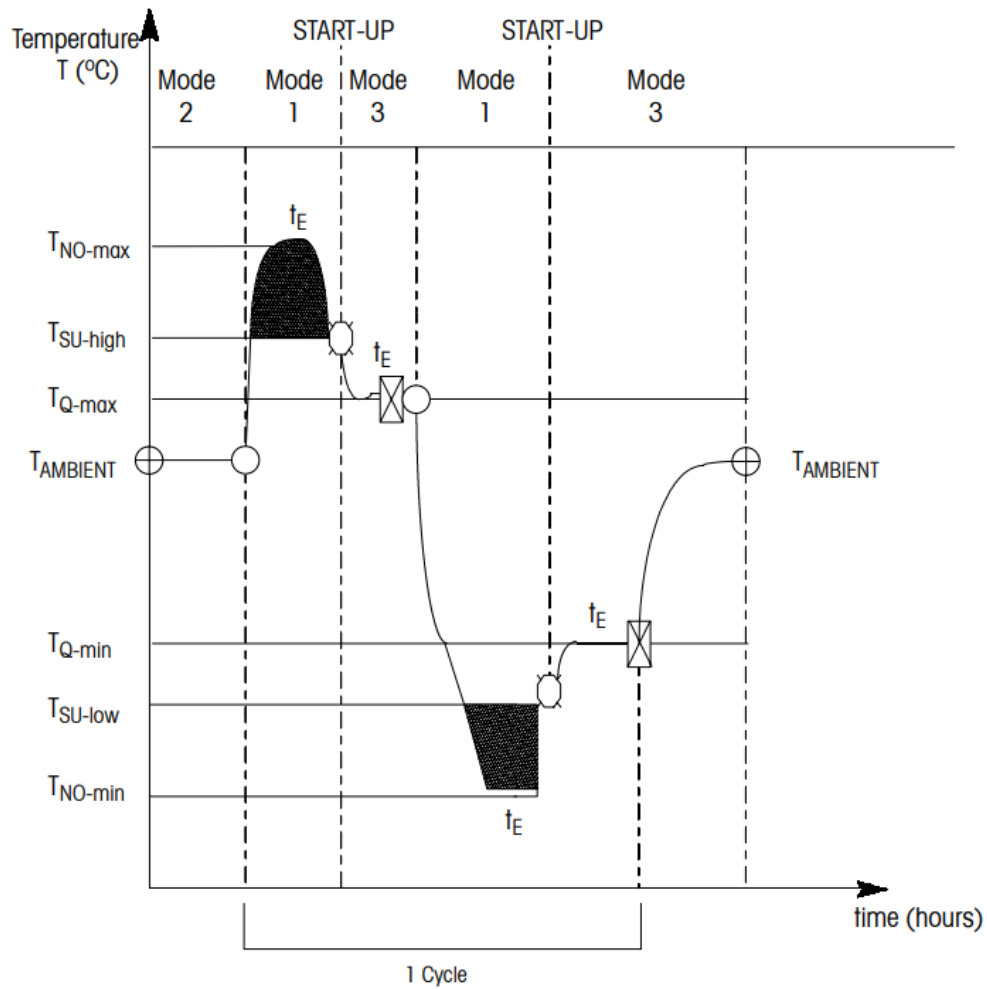


Figura 28: Ejemplo de perfil de temperaturas. Extraído de ECSS:Testing

Asimismo, se adjunta una leyenda del gráfico en el estándar:

- $T_{AMBIENT}$: Temperatura ambiente
- T_{NO-max} : Temperatura máxima de diseño (no operacional)
- T_{NO-min} : Temperatura mínima de diseño (no operacional)
- $T_{SU-high}$: Máxima temperatura operacional
- T_{SU-low} : Mínima temperatura operacional
- T_{Q-max} : Máxima temperatura operacional segura
- T_{Q-min} : Mínima temperatura operacional segura

- *MODE* 1: Modo no operacional
- *MODE* 2: Funcionalidad parcial. Condiciones de eyección
- *MODE* 3: Funcionalidad total. Condiciones orbitales

Las temperaturas definidas se basan en las temperaturas previamente predichas distanciándose 15 °C entre cada rango. Es decir, la temperatura máxima de diseño será 15 grados mayor que la temperatura máxima operacional y esta será 15 grados más elevada que la temperatura máxima operacional segura. En mínimos funciona de forma equivalente pero reduciendo la temperatura.

Asimismo, para aprovechar el tiempo y las instalaciones del VSC, tal y como se recomienda en la norma, se puede aprovechar etapas donde la temperatura sea constante para efectuar un TB.

4.1.4 Posicionamiento de termopares

Una vez planteado y decidido el experimento, solo queda disponer la posición de los termopares para la adquisición de datos. Previo a esta decisión, se ha de tener en cuenta lo siguiente: la experiencia está configurada como un pasa/no pasa, es decir, se busca verificar o demostrar erróneo un modelo (véase apartado 4.1.5). Así pues, se han de colocar los termopares para trabajar en esta dirección.

Para ello, se procede como se describe a continuación (véase anexo B para mayor detalle):

- Se colocan 4 termopares en la corona superior e inferior del satélite (base y «tapa»); uno en cada lado
- Se colocan 4 termopares equidistantes en cada cara lateral del satélite
- Por lo que respecta a las «tapas» en el eje longitudinal del satélite, se dispone un termopar en cada una
- En cuanto a la estructura interior, se disponen 4 termopares equidistantes sobre las «guías exteriores»
- Por último, se disponen 4 termopares en cada lado del refuerzo interno

Esta configuración es ideal y la que permitiría una adquisición de datos precisa y detallada. No obstante, se trata de una opción que requiere de **46** termopares. Esto implica suponer que las instalaciones seleccionadas cuentan con tal número de termopares, así como el equipo para monitorizarlos y una cámara de vacío que cuente con las suficientes tomas o entradas.

No obstante, tras determinar el número de termopares máximo o viable que se puede instalar para la realización de la experiencia, se puede eliminar aquellos que se determine redundantes o no rigurosamente necesarios. Por ejemplo, si la configuración para establecer el flujo térmico se realiza como en la figura 28 mostrada anteriormente, se podrían retirar tres de los cuatro termopares de la cara que reposa sobre la cara en contacto con la superficie calentadora (se asumiría que la temperatura es homogénea en toda la cara).

Asimismo, siguiendo el mismo razonamiento, se podría eliminar un termopar de una de las tapas por simetría. Mediante estos planteamientos, debería ser posible rebajar el número de sensores hasta el dispuesto por el VSC.

4.1.5 Validación de resultados

Una vez realizada la toma de datos, solo quedaría su correcto tratamiento y comparación con los datos obtenidos en el apartado 3.2.4. La norma (ECSS, 2002) establece que un resultado es aceptable si se cumple que ΔT_o es de entre uno y dos grados Kelvin y ΔT_s entre 3 y 5 Kelvin. Dichos valores se calculan como sigue:

$$\Delta T_o = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (T_i - \bar{T}) \quad (10)$$

$$\Delta T_s = \sqrt{\sum_{i=1}^n \frac{(T_i - \bar{T})^2}{n-1}} \quad (11)$$

Donde ΔT_o corresponde a la desviación típica, ΔT_s a la desviación estándar, n al número de sensores en el nodo de estudio, T_i la temperatura medida en el i -ésimo sensor y \bar{T} a la media de las temperaturas medidas por el sensor en el nodo. Nótese que cada nodo ha de coincidir con los nodos calculados en el modelo térmico, de ahí la decisión de colocarlos en cuartetos en el apartado 2.4.

Una vez validada la medida, se debe comparar con los resultados obtenidos imponiendo en el modelo térmico las mismas condiciones de contorno que en la experiencia. En este caso, y por decisión consensuada de PLUTON UPV, se considerará válido el modelo si al menos un 70% de los nodos están en el rango de temperatura establecido por la media de las temperaturas de los termopares en el nodo y una variación en módulo de 10 Kelvin, es decir:

$$T_{MODELO} = \bar{T} \pm 10$$

Con la validación satisfactoria del modelo simplificado, PLUTON UPV pasará a contar con una herramienta de trabajo paramétrico robusta y simple que le permitirá ultimar los detalles iniciales del primer prototipo de *CubeSat* desarrollado por estudiantes en la UPV. Asimismo, de la experiencia desarrollada en el VSC se extraerán conclusiones y experiencias que contribuirán a un mejor entendimiento del análisis térmico de un nanosatélite, fijando el siguiente paso en la interacción térmico-estructural frente a gradientes de temperatura adversos o el estudio de la transferencia de convección en flujo enrarecido durante el desarrollo de la misión orbital.

5 Conclusión

En síntesis, este proyecto ha establecido claramente la relevancia importancia del desarrollo de un modelo térmico en el diseño de *CubeSat*. Para ello se ha abordado desde distintos enfoques, tanto teóricos como basados en cálculos y modelos, la creación de uno.

Aún siendo el objetivo principal de este trabajo el desarrollo de un modelo térmico mediante la analogía electrotérmica, también se ha demostrado que el entorno espacial presenta todo un reto para todos los aspectos de diseño de un nanosatélite. Es por ello que entender los retos futuros desde primeras fases del proyecto cobra vital importancia en el desarrollo de *Estigia*.

No obstante, un modelo térmico, o cualquier modelización por extensión, requiere de una validación empírica, es decir, es imperante demostrar que los cálculos desarrollados son válidos, plausibles y representativos. Para ello, es imprescindible contar con un consenso estructurado y generalizado en la comunidad espacial que, a través de la norma y la estandarización, vele por la creación de protocolos y contenido a tal efecto.

Asimismo, este proyecto ha hecho hincapié en la simplicidad y el desarrollo de herramientas prácticas y a la vez sencillas para el planteamiento inicial de las fases de diseño tempranas de un tarea como la de manufacturar y poner en órbita un nanosatélite. Contar con útiles desarrollados por el propio equipo es fundamental para entender los aspectos más desafiantes del análisis térmico y su alcance así como para elucubrar conclusiones razonables en fases tempranas del desarrollo.

Pese a los retos venideros, este trabajo pretende ser la primera piedra de muchas en el muro de PLUTON UPV, así como inspirar nuevos desafíos en el análisis térmico como el estudio de las interacciones térmico-estructurales u otros fenómenos de relativo interés desde el punto de vista térmico durante el desarrollo de la misión de *Estigia*.

Bibliografía

- Alén Space. (n.d.). *Guía básica de nanosatélites* (Tech. Rep.). Edificio Tecnológico Aeroespacial, Rúa das Pontes 6, Oficina 2.05, 36350 Nigrán (Pontevedra, España): Author.
- Betz, E. (2023, May). *The kármán line: Where does space begin?* Kalmbach Media. Retrieved from <https://www.astronomy.com/space-exploration/the-karman-line-where-does-space-begin/>
- ECSS. (2002, Feb). *Space engineering–testing*. ESA-ESTEC. Retrieved from <https://ecss.nl/standard/ecss-e-10-03a-testing/>
- Ecss*. (2023). Retrieved 29 junio 2023, from <https://ecss.nl/>
- ESA. (n.d.). *Earth online*. Retrieved from <https://earth.esa.int/eogateway/instruments/efi/description>
- Fernandes, G., Santos, M., Silva, V., Almeida, J., & Nogueira, P. (2016). Thermal tests for cubesat in brazil: Lessons learned and the challenges for the future. In *67th international astronomical congress (iac), guadalajara, mexico*.
- Incropera, F. P. (2007a). 12. radiation: Processes and properties. In *Fundamentals of heat and mass transfer* (p. 795). J. Wiley.
- Incropera, F. P. (2007b). 2. introduction to conduction. In *Fundamentals of heat and mass transfer* (p. 58). J. Wiley.
- Incropera, F. P. (2007c). 6. introduction to convection. In *Fundamentals of heat and mass transfer* (p. 348). J. Wiley.
- Lee, S., Hutputanasin, A., Toorina, A., Lan, W., Munakata, R., Carnahan, J., ... Johnstone, A. (2022, febrero). *Cubesat design specification* (Tech. Rep.). California Polytechnic State University-San Luis Obispo. Retrieved from https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf
- Ley, W., Wittmann, K., & Hallmann, W. (2009). 2.1.4.5 high vacuum. In *Handbook of space technology* (p. 49). Wiley.
- NASA. (n.d.). Author. Retrieved from <https://solarsystem.nasa.gov/basics/glossary/>
- ONU. (n.d.). Objetivos de Desarrollo Sostenible. Retrieved from <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/sustainable-development-goals/>
- Paluszek, M., de Castro, E., & Hyland, D. (2010). Overview. In *The cubesat book*. Retrieved from <http://54.87.87.38/CubeSat/documents/CubeSatBook.pdf>
- Smith, G. M. (2023, Feb). *qué es el sensor de termopar y cómo funciona?* Dewesoft. Retrieved from <https://dewesoft.com/es/blog/temperatura-medicion-termopar-sensores>

Anexos

A Relación con los ODS

«Los Objetivos de Desarrollo Sostenible son el plan maestro para conseguir un futuro sostenible para todos. Se interrelacionan entre sí e incorporan los desafíos globales a los que nos enfrentamos día a día, como la pobreza, la desigualdad, el clima, la degradación ambiental, la prosperidad, la paz y la justicia. Para no dejar a nadie atrás, es importante que logremos cumplir con cada uno de estos objetivos para 2030»(ONU, n.d.).

En el caso de *Estigia* y el equipo de Generación Espontánea PLUTON UPV, estos son parte clave y fundamental de la misión llevada a cabo por sus integrantes y avalada por sus patrocinadores. Si bien es cierto que se desearía que abarcase la mayor parte del abanico de los objetivos perfilados en la Agenda 2030, el equipo aún se encuentra en sus primeras fases, por lo que tanto sus medios como sus aspiraciones se encuentran limitados hoy en día. A continuación en la tabla 9 se pormenoriza la relación de estos con el proyecto llevado a cabo. Posteriormente se analizan aquellos con mayor impacto.

Objetivos de Desarrollo Sostenible				
	Alto	Medio	Bajo	No procede
ODS 1. Fin de la pobreza				X
ODS 2. Hambre Cero				X
ODS 3. Salud y bienestar				X
ODS 4. Educación de calidad	X			
ODS 5. Igualdad de género			X	
ODS 6. Agua limpia y saneamiento				X
ODS 7. Energía asequible y no contaminante				X
ODS 8. Trabajo decente y crecimiento económico	X			
ODS 9. Industria, innovación e infraestructuras	X			
ODS 10. Reducción de las desigualdades				X
ODS 11. Ciudades y comunidades sostenibles				X
ODS 12. Producción y consumo responsables		X		
ODS 13. Acción por el clima		X		
ODS 14. Vida submarina				X
ODS 15. Vida de ecosistemas terrestres				X
ODS 16. Paz, justicia e instituciones sólidas				X
ODS 17. Alianzas para lograr objetivos			X	

Tabla 9: Grado de relación del trabajo con los ODS

Dada la misión de *Estigia* (Véase apartado 1), uno de los pilares fundamentales es acercar el entorno espacial a los estudiantes de educación obligatoria especialmente. Es por ello que la relación más evidente con los ODS viene dada por su objetivo cuarto, alcanzar una educación de calidad para los niños del entorno propio.

Concretamente, se refleja un fuerte compromiso por parte del equipo con las metas 4.1, 4.3 y 4.4, pues son aquellas que resaltan la importancia de la educación de calidad en todas las áreas del conocimiento y la adquisición de las competencias necesarias tanto técnicas como profesionales. Acercar la realidad del entorno

espacial a las escuelas es primordial para que el sistema educativo español encuentre satisfechas estas metas.

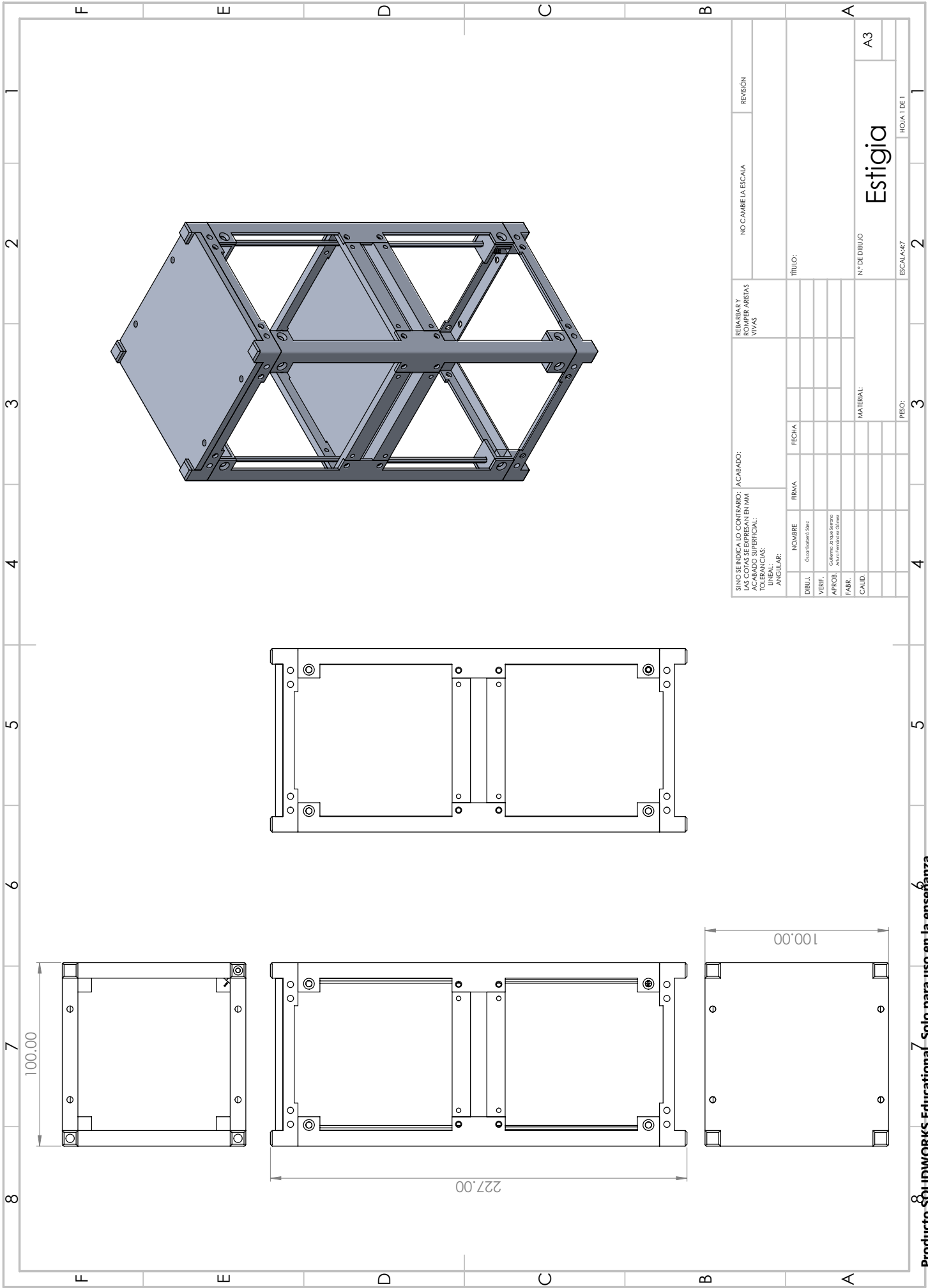
Asimismo, el grupo PLUTON UPV, junto con el proyecto *Estigia* se encuentran dentro del programa de Generación Espontánea. Este hecho es destacablemente relevante pues establece una clara relación con el octavo objetivo de desarrollo sostenible, el trabajo decente y el crecimiento económico. Concretamente con las metas 8.2, 8.6 y 8.b que se centran en la modernización de la industria mediante la tecnología y la innovación y la inserción de la juventud en el mercado de trabajo.

En la misma línea de razonamiento, este proyecto aspira a tener un papel notorio en alcanzar las metas del objetivo noveno, relativo a la industria, la innovación y las infraestructuras. Concretamente, se mantiene un firme compromiso con las metas 9.1, 9.5 concernientes al desarrollo de industria innovadora y tecnológica.

Así pues queda patente la férrea relación que existe entre este proyecto, *Estigia* y el equipo de Generación Espontánea PLUTON UPV para con los ODS y su compromiso con el desarrollo, la innovación y la divulgación de conocimientos científicos para que sean accesibles por toda la comunidad de estudiantes española.

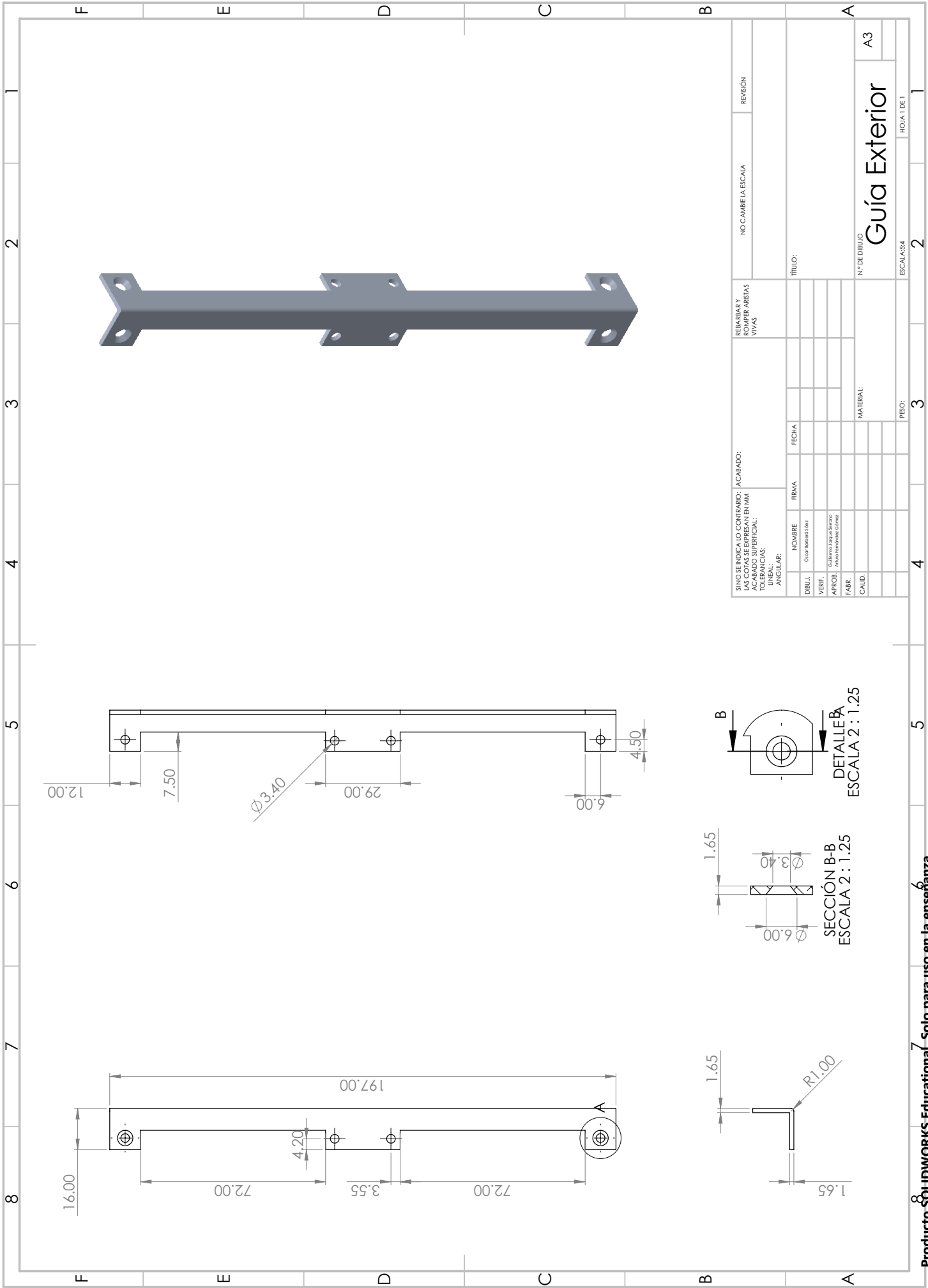
B Planos de *Estigia*

A continuación se adjuntan los planos de *Estigia*. También se incorpora el documento que contiene distintas configuraciones geométricas de los paneles solares así como algunas de sus especificaciones y características.



SINO SE INDICA LO CONTRARIO: ACABADO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM		REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIAR LA ESCALA		REVISIÓN	
TOLERANCIAS: ANGULAR:		NOMBRE		FIRMA		FECHA	
DIBUJ.		DIBUJ.		DIBUJ.		DIBUJ.	
VERIF.		VERIF.		VERIF.		VERIF.	
APROB.		APROB.		APROB.		APROB.	
FABR.		FABR.		FABR.		FABR.	
CALID.		CALID.		CALID.		CALID.	
MATERIAL:		MATERIAL:		MATERIAL:		MATERIAL:	
N.º DE DIBUJO		N.º DE DIBUJO		N.º DE DIBUJO		N.º DE DIBUJO	
TÍTULO:		TÍTULO:		TÍTULO:		TÍTULO:	
ESCALA: 4:7		ESCALA: 4:7		ESCALA: 4:7		ESCALA: 4:7	
PISO: 3		PISO: 3		PISO: 3		PISO: 3	
HOJA 1 DE 1		HOJA 1 DE 1		HOJA 1 DE 1		HOJA 1 DE 1	

Estigia



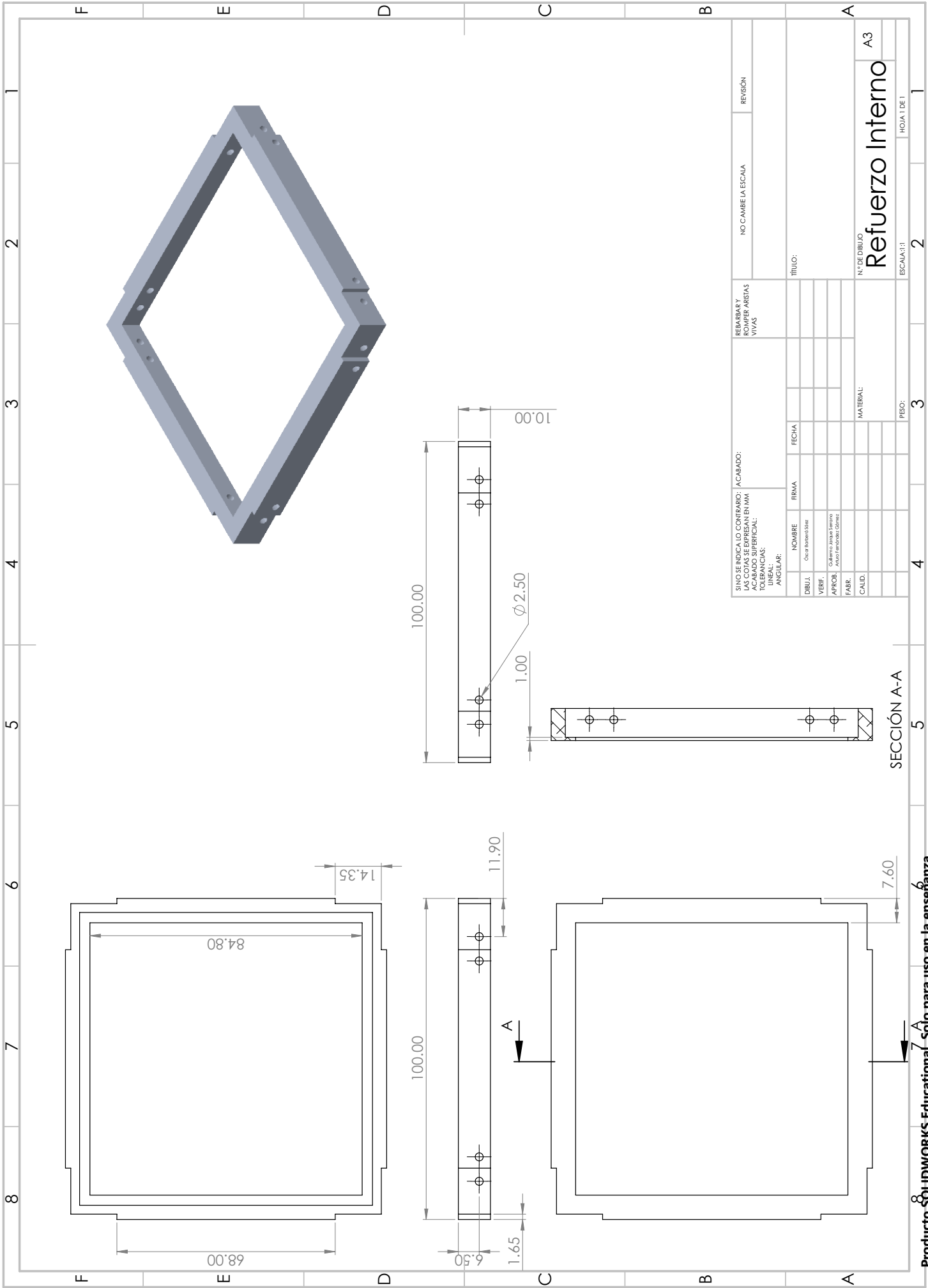
REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
SINO SE INDICA LO CONTRARIO: ACABADO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM		ACABADO SUPERFICIAL:		TOLERANCIAS:	
TOLERANCIAS ANGULAR:		NOMBRE:		FECHA:	
DIBUJ.:		FIRMA:		MATERIAL:	
VERE.:		CORRECCIONES:		FECHA:	
APROB.:		FABR.:		PISO:	
CALD.:		CALD.:		ESCALA: 4	
TÍTULO:		N.º DE DIBUJO:		HOJA 1 DE 1	
REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
SINO SE INDICA LO CONTRARIO: ACABADO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM		ACABADO SUPERFICIAL:		TOLERANCIAS:	
TOLERANCIAS ANGULAR:		NOMBRE:		FECHA:	
DIBUJ.:		FIRMA:		MATERIAL:	
VERE.:		CORRECCIONES:		FECHA:	
APROB.:		FABR.:		PISO:	
CALD.:		CALD.:		ESCALA: 4	
TÍTULO:		N.º DE DIBUJO:		HOJA 1 DE 1	

Guía Exterior

A3

SECCIÓN B-B
ESCALA 2 : 1.25

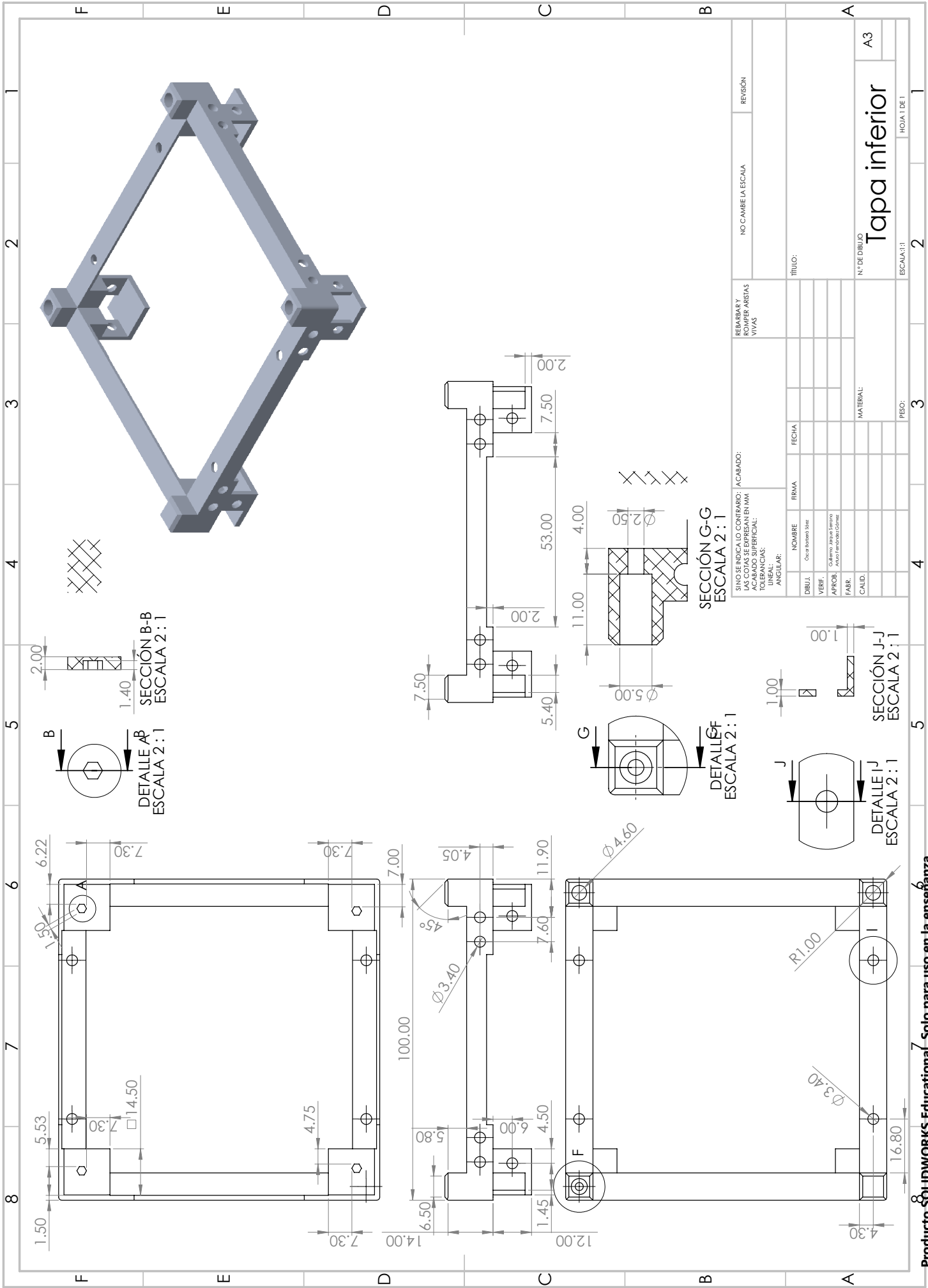
DETALLE A
ESCALA 2 : 1.25



REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIA LA ESCALA		REVISIÓN	
SINO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM		ACABADO:		TÍTULO:	
TOLERANCIAS:		ACABADO SUPERFICIAL:		REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	
ANGULAR:		ANGULAR:		NO CAMBIA LA ESCALA	
NOMBRE		FIRMA		FECHA	
DIBUJ.		Oscar Barredo Sola			
VERE.					
APROB.		Guillermo Jaraque Sampedro			
FABR.		Artes e Industrias Gómez			
CALD.				MATERIAL:	
				PISO:	
				3	
				ESCALA: 1:1	
				2	
				HOJA 1 DE 1	
				2	
				3	
				4	
				5	
				6	
				7	
				8	

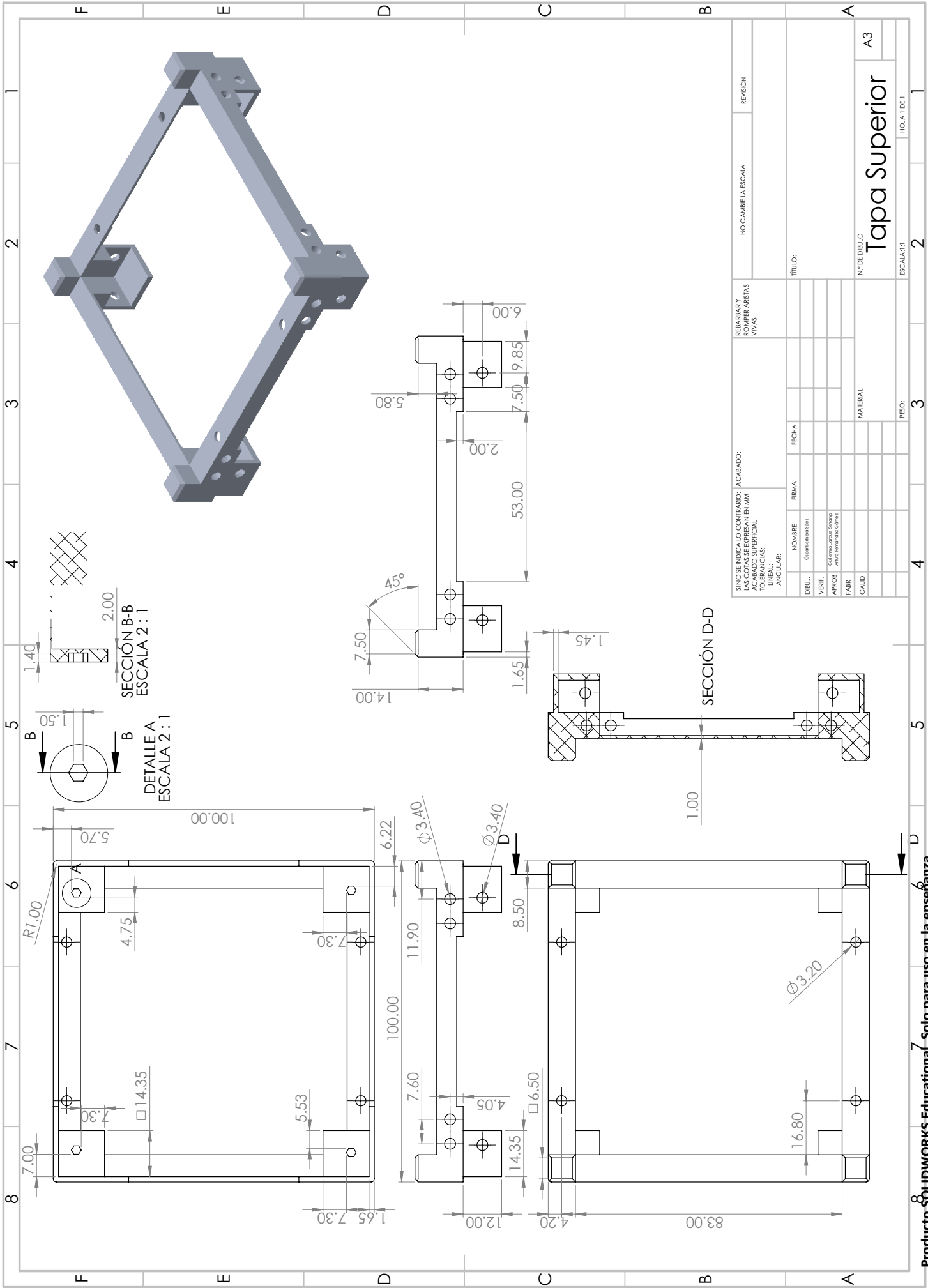
Nº DE DIBUJO
Refuerzo Interno
A3

SECCIÓN A-A



REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIA LA ESCALA	REVISIÓN
TÍTULO:		
N.º DE DIBUJO		A3
ESCALA 1:1		2
PISO:		3

SINO SE INDICA LO CONTRARIO: ACABADO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: ANGULAR:		FECHA
NOMBRE	FIRMA	FECHA
DBUJ.	VERE.	
APROB.	FABR.	
CALD.		
MATERIAL:		



REPARAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS		NO CAMBIE LA ESCALA		REVISIÓN	
SIN O INDICAR LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: ANGULAR:				TÍTULO: N.º DE DIBUJO ESCALA: 1:1	
DBUJ.: VERE.: APROB.: FABR.: CALD.:	NOMBRE: Ocupación del:	FIRMA: Ocupación del:	FECHA: Ocupación del:	PISO:	ESCALA: 1:1
MATERIAL:				PISO:	ESCALA: 1:1



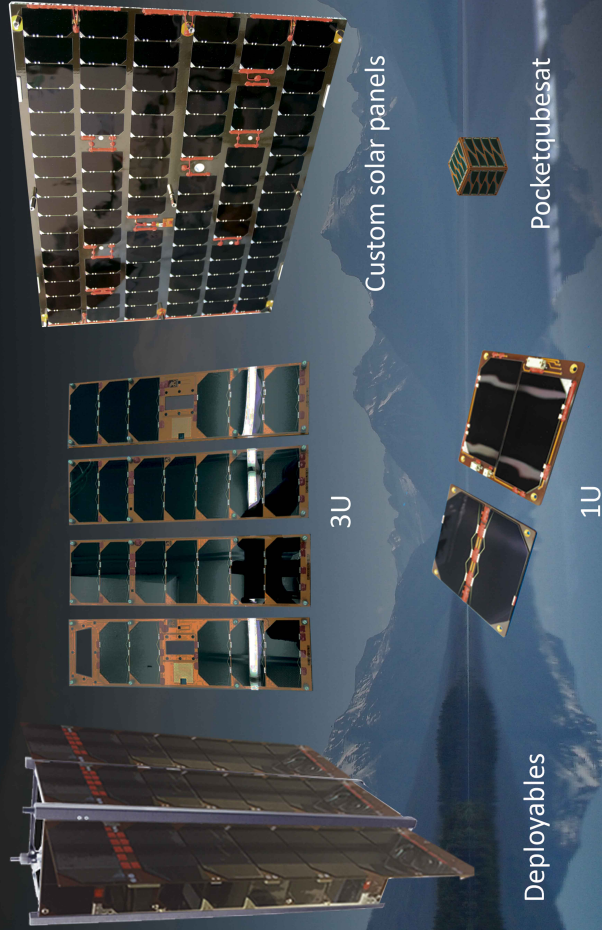
Solar Panels for Aerospace Applications

OVERVIEW

Cubesat compatible (1U, 2U, 3U, 6U, 12U, 16U).
 Customized sizes in honeycomb substrates, polyimide, aluminum.
 Manufactured according to ESA standard ECSS-E-20-08C.

FEATURES

- Electronic components qualified for military or aerospace applications. Rad-Hard components.
- Designed and manufactured with space-qualified materials offering customized solutions for your mission.
- Solar cell assemblies with Triple Junction on Ge substrate (29-30% efficiency).
- Covered Interconnected Cell (CIC) with integrated bypass diode and coverglass, aerospace qualified.
- No wiring on panel. PCB substrate manufactured in conformance with ECSS-Q-5T.
- Customized design solar panels according to customer needs and deployable solar panels.
- Integrated sensors into PCB substrate, as magnetometers, temperature and sun sensors.
- Testing capabilities: random, shock, acoustic, TVAC, thermal cycling, illumination, deployments.
- Substrates: Polyimide, FR4, aluminum, honeycomb aluminum, carbon fiber.



DHV Technology is a ISO 9001 and ISO 14001 certified company.

www.dhvtechnology.com

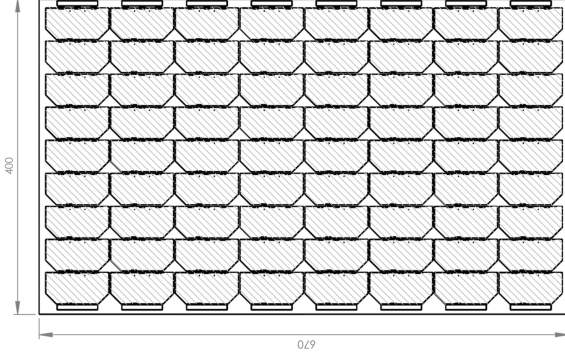
Parque Tecnológico de Andalucía, Av. Juan López Peñañver 21, 29590, Málaga, Spain
 00 34 951 956 837 dhv@dhvtechnology.com



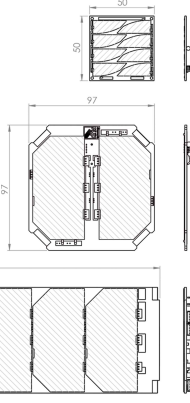
Design and Manufacturing Photovoltaic Assemblies for Space

Power (AM0 WRC) 1367 W/m ² ; T = 28 °C	Pocketqubesat	1U	3U	Custom
Part Number	SPC-PQ1P	SPC-CS10	SPC-CS30	SPC-CSP
Sensors	Magnetometer Temperature sensor	Magnetometer Temperature sensor Sun Sensor	Magnetometer Temperature sensor Sun Sensor	Magnetometer Temperature sensor Sun Sensor
Mass (1,6 mm PCB without sensors)	23 g	39 g	132 g	Please contact us!

Please contact us for different or custom sizes for your solar panel. SCA is Solar Cell Assembly



DHV Technology has supplied UNISAT-6 mission with our panels. This mission was launched on June 2014 and we continue providing solar panels for the cubesat market in 2015. We have experience in manufacturing many standard formats, however, we are open to listen your project or mission requirements. Our products are being tested at Certified Laboratories by ESA in order to offer the best results and performance.



Custom size

The SCA series connection can reach voltages up to 16V in a 3U size. The string can be placed either on honeycomb or PCB substrates using a space grade film adhesive with ultra low outgases properties. This adhesive is made of silicone free or highly viscosity components which ensures a strong bonding. The SCA string is connected to the EPS in the satellite using a 4-6 pins harness. Power and ground lines only use two pins and the rest of them may be used for magnetometers or temperature sensors. Solar Panels are supplied with a protective Kapton overlay on the surface. The PCB substrates are made in conformance with ECSS-Q-5T-70-11C. Solar panels are manufactured following the standard ECSS-E-5T-20-08C.



DHV Technology is a ISO 9001 and ISO 14001 certified company.

www.dhvtechnology.com

00 34 951 956 837 dhv@dhvtechnology.com
 Parque Tecnológico de Andalucía, Av. Juan López Peñañver 21, 29590, Málaga, Spain

C Código en MATLAB

En este apéndice se adjunta lo siguiente:

- Código del estudio paramétrico: *scripts* y funciones empleados en MATLAB para realizar el estudio paramétrico en el apartado 3.2.
- Enlace a carpeta en la nube que contiene el código anterior y el modelo térmico simplificado en MATLAB para su consulta y uso.

Comenzando por el código en MATLAB del estudio paramétrico, se puede dividir en dos partes: la primera donde se ejecuta la simulación en SIMULINK y se calculan las temperaturas y un posterior tratamiento de datos.

```
%Estudio paramétrico
clc
clear all
%% Ejecución de variables
% addpath('Modelo Simple V1\')
run('Variables_Simulink_simple_V1.m')
T0=310; %Temperatura inicial de la simulación
%% Definición del estudio paramétrico
i=1;
while i>0
    altura(i)=input('Inserte altura de estudio: ');
    inclinacion(i)=input('Inserte inclinación de estudio: ');
    flag=input('si desea añadir parámetros al estudio ponga 1, de lo
        contrario pulse 0... ');
    i=i+1;
    if flag==0
        break
    end
end
%% Cálculo temperatura nodo interior
T=[];
ley=[];
for i=1:length(altura)
    for j=1:length(inclinacion)
        [fXplus,fXminus,fYplus,fYminus,fZplus,fZminus]=
            adecuacion_flujos_excel('f'+altura(i)+'_'+inclinacion(j)+'.

```

```

        xls');
clear sim
out=sim('Modelo_simple_V1');
T=[T out.nodo_4];
ley=[ley; 'H: '+altura(i)+' '+'I: '+inclinacion(j)];
minmaxf(out.nodo_4,altura(i),inclinacion(j))
end
end

%% Gráficos temperatura

hold on
for i=1:size(T,2)
    plot(out.tout/3600,T(:,i),'DisplayName',ley(i))
end
hold off
title('Evolución de la temperatura del nodo interior 4','FontSize',36)
ylabel('T (K)','FontSize',18)
xlabel('t (h)','FontSize',18)
ax=gca;
ax.FontSize=22;
legend
%% Hipótesis I
figure
plot(out.tout/3600,out.nodo_1,out.tout/3600,out.nodo_2,out.tout/3600,out.
    nodo_3,out.tout/3600,out.nodo_4,'LineWidth',1.5)
title('Evolución de la temperatura de los nodos interiores','FontSize',36)
ylabel('T (K)','FontSize',18)
xlabel('t (h)','FontSize',18)
legend({'Nodo 1','Nodo 2','Nodo 3','Nodo 4'},'FontSize',21)

```

Para inicializar la simulación, se observa que se ha llamado a un *script* llamado Variables_Simulink_simple_V1. Este contiene las variables necesarias para ejecutar el programa. Dada la extensión del mismo, no se incluye como figura aunque se puede encontrar en la carpeta de acceso público.

Por otra parte, la función adecuacion_flujos_excel:

```

function [fXplus,fXminus,fYplus,fYminus,fZplus,fZminus]=
    adecuacion_flujos_excel(archivo)
aux=readmatrix(archivo);

```



```

M=aux(8:end,:);
t=seconds(M(:,1));
resultados=M(:,3)+M(:,4)+M(:,5);
for i=1:5
    resultados=[resultados M(:,3+4*i)+M(:,4+4*i)+M(:,5+4*i)];
end
fXplus=timetable(t,resultados(:,2)./0.0200);
fXminus=timetable(t,resultados(:,3)./0.0200);
fYplus=timetable(t,resultados(:,1)./0.0200);
fYminus=timetable(t,resultados(:,4)./0.0200);
fZplus=timetable(t,resultados(:,5)./0.0100);
fZminus=timetable(t,resultados(:,6)./0.0100);
end

```

Adecua los flujos calculados en SYSTEMA para su posterior uso.

Asimismo, la función minmaxf simplemente calcula la máxima y mínima temperatura de la simulación.

```

function []=minmaxf(T,altura,inclinacion)
fprintf('\n\n')
fprintf('Altitud: %f km. Inclinación: %f deg\n',altura,inclinacion)
fprintf('mínimo: %f C\n',min(T)-273)
fprintf('máximo: %f C\n',max(T)-273)

```

Y muestra en la pantalla de la consola de MATLAB los resultados obtenidos.

Si se desea utilizar la simulación, todo lo necesario se encuentra en el siguiente enlace:

<https://drive.google.com/drive/folders/1Cx5yzqLcn5-63HIe-otREBuLLySQ1Hac?usp=sharing>

D Oferta de cámaras de vacío del VSC

A continuación se incluye un extracto de la oferta de cámaras de vacío por parte del VSC. Estas se ciñen a los requisitos descritos en apartados anteriores y constituyen un rango de opciones válido para ser utilizadas en la validación del modelo térmico.

ESA-VSC EUROPEAN HIGH POWER RF SPACE LABORATORY VACUUM CHAMBER 1



CHAMBER DIMENSIONS (INTERNAL):

- Diameter: 1200 mm
- Depth: 2700 mm

PRESSURE RANGE:

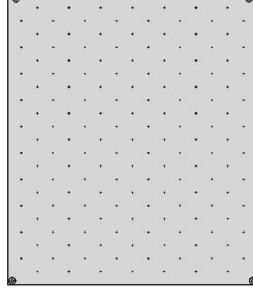
- Maximum: ambient
- Minimum: 10⁻⁶ mbar
- Pressure profile: manual

TEMPERATURE RANGE (in base-plate):

- Shroud: yes
- Maximum: +135 °C
- Minimum: -70 °C

BASE-PLATE DIMENSIONS:

- Length: 1100 mm
- Width: 930 mm
- Maximum height from base-plate to chamber: 710 mm
- Drill hole pattern: 100 mm x 120 mm
- Drill hole metric: M5



ESA-VSC EUROPEAN HIGH POWER RF SPACE LABORATORY VACUUM CHAMBER 3



CHAMBER DIMENSIONS (INTERNAL):

- Diameter: 595 mm
- Depth: 940 mm

PRESSURE RANGE:

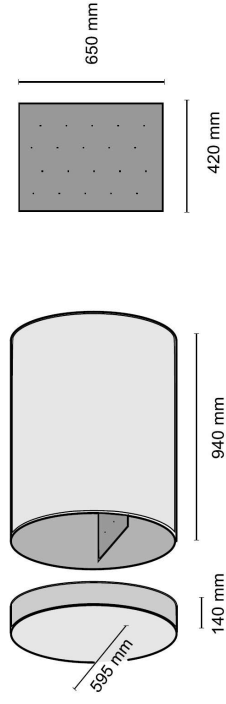
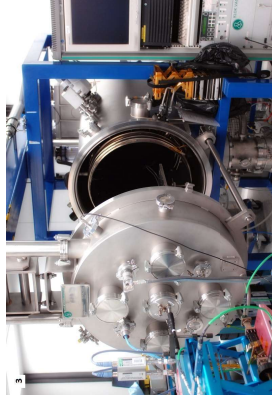
- Maximum: ambient
- Minimum: 10⁻⁶ mbar
- Pressure profile: programmable

TEMPERATURE RANGE (in base-plate):

- Shroud: yes
- Maximum: +150 °C
- Minimum: -70 °C

BASE-PLATE DIMENSIONS:

- Length: 650 mm
- Width: 420 mm
- Maximum height from base-plate to chamber: 350 mm
- Drill hole pattern: 50 mm x 50 mm
- Drill hole metric: M5



ESA-VSC EUROPEAN HIGH POWER RF SPACE LABORATORY VACUUM CHAMBER 4



CHAMBER DIMENSIONS (INTERNAL):

- Diameter: 830 mm
- Depth: 730 mm

PRESSURE RANGE:

- Maximum: ambient
- Minimum: 10^{-6} mbar
- Pressure profile: programmable

TEMPERATURE RANGE (in base-plate):

- Shroud: yes
- Maximum: +150 °C
- Minimum: -70 °C

BASE-PLATE DIMENSIONS:

- Length: 640 mm
- Width: 640 mm
- Maximum height from base-plate to chamber.
- Drill hole pattern: 50 mm x 50 mm
- Drill hole metric: M5

