



POLITÉCNICA

escuela técnica superior de
ingeniería
y **d**iseño
industrial

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA Y DISEÑO INDUSTRIAL

Graduado en Ingeniería Mecánica

TRABAJO FIN DE GRADO

**Modelado termo-mecánico de un panel solar para misiones
espaciales en condiciones de espacio profundo**

Autor: Manuel Antonio Lara Luengo

Tutor: César Domínguez Domínguez

**Departamento: Ingeniería Eléctrica,
Electrónica Automática y Física Aplicada**

Madrid, 09, 2025

AGRADECIMIENTOS

A mi familia, por su apoyo y paciencia. Y a mi tutor, por saber guiarme a lo largo de este proceso.

ÍNDICE

AGRADECIMIENTOS	I
ÍNDICE	3
RESUMEN	5
ABSTRACT	6
GLOSARIO	7
LISTA DE ABREVIATURAS	7
LISTA DE SÍMBOLOS.....	8
LISTA DE UNIDADES	9
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN	11
1.1. INTRODUCCIÓN AL TEMA DEL TFG.....	11
1.2. ESTADO DEL ARTE.....	12
1.3. OBJETIVOS.....	13
1.4. ESTRUCTURA DEL DOCUMENTO	13
CAPÍTULO 2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS	15
2.1. DESCRIPCIÓN GENERAL.	15
2.1.1.1. <i>Subsistemas de la nave</i>	15
2.1.1.2. <i>Elementos involucrados</i>	16
2.1.1.3. <i>Paneles solares</i>	17
2.1.1.4. <i>Generación de electricidad</i>	18
2.1.1.5. <i>Control térmico</i>	18
2.2. CONDICIONES DE CONTORNO.	19
2.3. ESTADO DEL ARTE.....	19
2.4. TRANSMISIÓN DE CALOR.....	20
2.4.1.1. <i>Conducción</i>	20
2.4.1.2. <i>Radiación</i>	22
2.4.1.3. <i>Modelo analítico</i>	27
2.4.1.4. <i>Fórmulas fuentes térmicas</i>	29
2.5. ANÁLISIS MECÁNICO	33
CAPÍTULO 3. METODOLOGÍA	35
3.1. PROGRAMAS Y HERRAMIENTAS.....	35

3.2. MODELADO.....	36
3.2.1.1. Geometría e Importación.....	36
3.2.1.2. Sándwich de materiales.....	38
Caso 2.....	42
3.2.1.3. Propiedades de Materiales.....	45
3.2.1.4. Mallado.....	49
3.2.1.5. Sistema de modelado.....	51
3.3. CONDICIONES DE CONTORNO.....	55
CAPÍTULO 4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	59
4.1. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	59
.....	62
4.1.1. Saturno.....	62
4.1.2. Venus.....	66
4.1.3. Tierra.....	69
4.1.4. Júpiter.....	71
4.2. COMPARATIVA.....	73
CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES.....	75
5.1. CONCLUSIONES.....	75
5.2. PERSPECTIVAS FUTURAS.....	77
BIBLIOGRAFÍA.....	79

RESUMEN

Para este trabajo, se desarrolló un sistema de modelado con Ansys Mechanical. Con el uso de este programa se pretende lograr la simulación de un análisis termo-mecánico mediante el Método por Elementos Finitos. El programa es capaz de analizar geometrías importadas mediante archivos STEP, desde el programa Inventor Professional de Autodesk, así como de otros programas de diseño 3D. Cuenta con entradas para insertar: propiedades físicas de los materiales, restricciones de contacto entre superficies y cargas térmicas. Se pueden obtener resultados tales como temperaturas, tensión de Von Mises y la deformación unitaria equivalente.

Para una buena definición del modelado hizo falta utilizar un modelo analítico, a través de un equivalente circuital, para la aplicación de las cargas térmicas, y la definición de las condiciones de contorno.

Finalmente se realizó una conclusión con los resultados recabados, planteando las posibles perspectivas futuras.

La elaboración de este sistema aportará resultados de gran valor para el desarrollo de paneles solares de muy alta potencia específica.

ABSTRACT

For this work it was developed a modelling system using Ansys Mechanical. By using this system, it is intended to achieve a thermo mechanical analysis simulation through the Finite Element Method. The software enables the possibility to analyze geometries imported with STEP files from Autodesk Inventor Professional, as well from other 3D design programs. Using the mentioned software allows input of materials physical features, contact restrictions between surfaces and thermal loads. It is possible to obtain results such as temperatures, Von Mises tension, and the equivalent strain.

For a good modelling definition, it was necessary to use an analytical model through an equivalent thermal circuit, in order to apply the thermal loads and the boundary conditions.

Finally, a conclusion was drawn based on the results obtained, outlining possible future developments.

The implementation of this system will provide valuable insights for the development of very high specific power solar panels.

GLOSARIO

LISTA DE ABREVIATURAS

AU	Unidad Astronómica
BOL	Beginning-of-life
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Polymer
CTE	Coeficiente de Expansión Térmica
EOL	End-of-life
ESA	Agencia Espacial Europea
HF	Flujo de Calor
IGH	Generación Interna de Calor
ONR	Radiación Neta Saliente
PV	Photovoltaic
SI	Sistema Internacional
TML	Límite de Humedad Transportable
UV	Ultravioleta
3D	Tres dimensiones, Tridimensional

LISTA DE SÍMBOLOS

x, y, z	Ejes tridimensionales
i, j, k	Vectores en direcciones de los ejes
A	Área
T	Temperatura
\dot{Q}	Flujo de calor
q	Densidad de flujo de calor
Δ	Gradiente
∇	Escalar
k	Conductividad térmica
ρ	Densidad
c_p	Capacidad térmica
λ	Longitud de onda
Φ	Energía radiante por unidad de tiempo
I_λ	Intensidad de radiación
E_λ	Poder emisivo
σ_{S-B}	Constante Stefan Boltzmann
$\varepsilon(\lambda, T)$	Emisividad
$\alpha(\lambda, T)$	Absorbancia
$\rho(\lambda, T)$	Reflectancia
$\tau(\lambda, T)$	Transmitancia
F_{ij}	Factor de visión
$R_{cond} R_{red}$	Resistencias térmicas de conducción y radiación
c	Calor específico
ϵ	Deformación unitaria

L	Longitud
CTE	Coefficiente de expansión térmica
σ	Tensión
E	Módulo de Young
t	Espesor
μ	Coefficiente de Poisson
$E_{cx,y,z}$	Módulo de elasticidad
$G_{cx,y,z}$	Módulo de esfuerzos cortantes
G_{solar}	Constante solar
d	Distancia

LISTA DE UNIDADES

Unidades

mm	milímetros
μm	micrómetros
m	metros
kg	kilogramos
W	vatios
s	segundos
J	Julios
C	grados centígrados
K	Grados Kelvin
MPa	MegaPascales

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1. INTRODUCCIÓN AL TEMA DEL TFG

El proyecto se enmarca en una colaboración con Thales Alenia Space y la Agencia Espacial Europea (ESA), centrada en el desarrollo de paneles solares de muy alta potencia específica (W/kg) para misiones de espacio profundo, que emplearán micro-lentes de concentración para reducir el volumen del semiconductor utilizado e incrementar la eficiencia.

A fin de estimar su rendimiento y potencia generada durante la misión, es necesario estimar la temperatura y deformaciones experimentadas por los paneles en las condiciones de operación extremas que se encontrarán tanto en el espacio profundo como en los sobrevuelos de propulsión en planetas cercanos al Sol.

Sin embargo, al tratarse de una arquitectura novedosa, no es posible utilizar directamente los modelos térmicos conocidos para los paneles convencionales. Este trabajo tiene como objetivo desarrollar un modelo de elementos finitos de este nuevo panel para estimar la temperatura de operación y deformaciones. El estudio proporcionará información crucial para la optimización del diseño del panel.

1.2. ESTADO DEL ARTE

En las últimas décadas, la industria aeroespacial ha evolucionado a pasos agigantados. La carrera espacial, las pretensiones de colonización de nuevos planetas y el establecimiento de asentamientos en la Luna; así como el auge del sector de las telecomunicaciones, la aplicación militar o el deseo de aumentar los conocimientos sobre el universo para el aprovechamiento de las nuevas tecnologías y para mejorar la vida humana, ha desembocado en una necesaria industrialización del sector. ¿El objetivo?, buscar la manera de abaratar costes (reduciendo la cantidad de materiales, peso y, por tanto, también el combustible utilizado en las misiones). Conseguir lanzar un satélite al espacio usando menos materiales, reutilizándolos y abaratando costes, significa poder lanzar más unidades con el mismo presupuesto. Esto interesa en el ámbito económico, en el desarrollo de nuevos modelos empresariales y para alcanzar la culminación de proyectos más ambiciosos.

En cuanto al ámbito científico, las misiones que se están lanzando en estos últimos años están enfocadas en la astrofísica, el Sistema Solar y en fundamentos físicos. Las misiones astrofísicas son aquellas que estudian el Universo (estrellas, galaxias, agujeros negros...), recogiendo la información que ofrece la radiación que emiten. En las misiones del Sistema Solar, las naves que se mantienen en la órbita de los planetas que se quieren estudiar, tienen que poseer instrumentos tales como cámaras capaces de realizar fotografías de los compuestos químicos de la atmósfera y de la superficie; radares para estudiar más allá de su superficie; y, por último, otros que estudian cómo interactúan los planetas con el campo magnético del Sol. Y, en tercer lugar, las misiones cuyo objetivo es estudiar fundamentos físicos, son las que se destinan a detectar ondas gravitacionales. [1]

Como se ha mencionado en la introducción, este estudio forma parte de un proyecto fruto de la colaboración de la empresa aeroespacial Thales Alenia y la ESA. En este trabajo conjunto se pretende lograr el objetivo de lanzar al espacio profundo un satélite con una carga útil científica (scientific payload) capaz de captar información sobre una de las lunas de Saturno, la denominada Encélado. En esta luna, se tiene la esperanza de que sea el lugar más cercano, en el Sistema Solar, de albergar vida. Este hallazgo fue descubierto allá por 2005, por la sonda Cassini, en su misión de aterrizar en Titán (luna, también, de Saturno), al tomar espectrometrías de Encélado y encontrar los elementos esenciales para la proliferación de la vida y pequeñas cadenas moleculares.

En el diseño de este satélite se deberá encontrar el diseño más óptimo en cada uno de sus sistemas. Una de las formas será el desarrollo de unos paneles solares con una alta potencia específica, capaz de alimentar a la nave en todos los puntos de la trayectoria de la misión.

1.3. OBJETIVOS

Este trabajo tiene como objetivos los siguientes puntos:

- Puesta en marcha de un modelo de elementos finitos para la simulación termo-mecánica de paneles solares con micro-ópticas.
- Investigación de las propiedades térmicas y mecánicas de los materiales típicos para paneles fotovoltaicos y lentes de Fresnel utilizados en aplicaciones espaciales.
- Evaluación de la temperatura y tensión resultantes en diferentes escenarios de misión.
- Desarrollo de un modelo analítico simplificado (por ejemplo, de parámetros concentrados, equivalente circuital, etc.) que describa el comportamiento observado.

1.4. ESTRUCTURA DEL DOCUMENTO

En primer lugar, un capítulo de Fundamentos Teóricos, donde se podrá encontrar: explicación teórica de los análisis térmico y mecánico, estado del arte, sándwich de materiales, subsistemas de la nave y las condiciones de contorno. Ayudará a contextualizar sobre el trabajo que se va a realizar.

Más adelante, en el siguiente capítulo, titulado Metodología, aparecerán: herramientas y programas utilizados, las propiedades de los materiales aplicadas; así como el sistema de modelado aplicado y un modelo analítico. Estas secciones tienen como objetivo mostrar cómo se ha procedido en el desarrollo del análisis.

A continuación, en el cuarto capítulo, se expondrán los resultados obtenidos y se hará una discusión analizando cada uno de los casos que conforma el estudio.

Por último, con todos los resultados obtenidos y toda la contextualización previa, se realizará una Conclusión y una recopilación de perspectivas futuras.

Capítulo 2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS

2.1. DESCRIPCIÓN GENERAL.

Se procede a hacer una breve descripción de los subsistemas típicos de una nave y los elementos involucrados en el sistema de generación energética.

2.1.1.1. SUBSISTEMAS DE LA NAVE.

Hay una multitud de razones para desarrollar sistemas e instrumentación en el sector espacial, entre ellos se puede destacar el contribuir en el conocimiento de las leyes físicas y del Universo, y para aplicarlos en objetivos que benefician a la sociedad. Estos sistemas se caracterizan, generalmente, por tener una alta sofisticación, que se consigue con grandes ciclos de mejoras, retos ingenieriles y científicos y, por supuesto, grandes inversiones económicas.

Un sistema es una colección de componentes que interactúan de forma sinérgica para cubrir requerimientos específicos. Está compuesto de subsistemas, los cuales son grupos de componentes que garantizan la estabilidad de la nave, tales como: sistemas de energía, control térmico, control de sistemas, etc. [2]



Ilustración 1 Representación de sistemas de una nave

Algunos de los sistemas que se pueden encontrar en una nave espacial son los relacionados con: propulsión, energía, navegación, comunicación, manejo de datos, carga útil científica, etc. Este trabajo está relacionado con los elementos involucrados en la generación de energía.

2.1.1.2. ELEMENTOS INVOLUCRADOS.

Para la generación de energía se usan paneles solares. Deben aportar electricidad a toda la nave, para la alimentación de todos los sistemas y subsistemas. No es una tarea fácil, ya que han de aprovechar la radiación solar para convertirla en electricidad mediante el efecto fotovoltaico y, estando en el espacio, a cada metro que se aleje del Sol, disminuye la potencia térmica que recibe. Además, también deben luchar contra las temperaturas extremas, tanto de frío como de calor (será necesaria la involucración de un subsistema de control térmico). Esta energía será utilizada para mantener activos los distintos sistemas que componen la nave: telecomunicaciones, control térmico, propulsión...

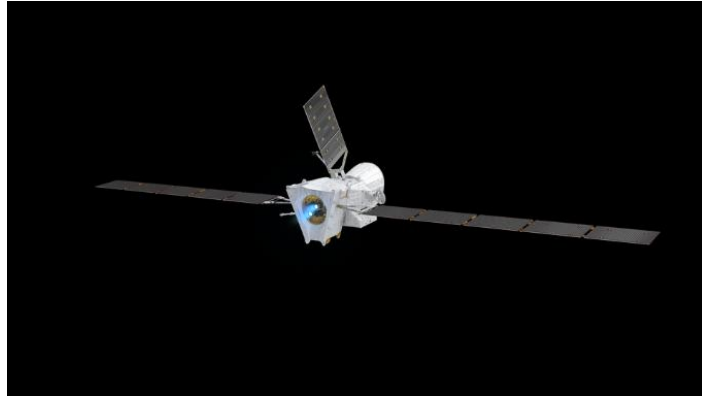


Ilustración 2 BepiColombo con sus paneles solares desplegados y con su propulsor de iones en pleno funcionamiento.

2.1.1.3. PANELES SOLARES

Tal y como se ha mencionado antes, la distancia respecto al Sol y las temperaturas extremas a las que se expone el satélite pueden mermar la capacidad de generar energía en los paneles solares. Para suplir este déficit energético es necesario el despliegue de grandes superficies con placas fotovoltaicas, tal y como se muestra en la imagen.

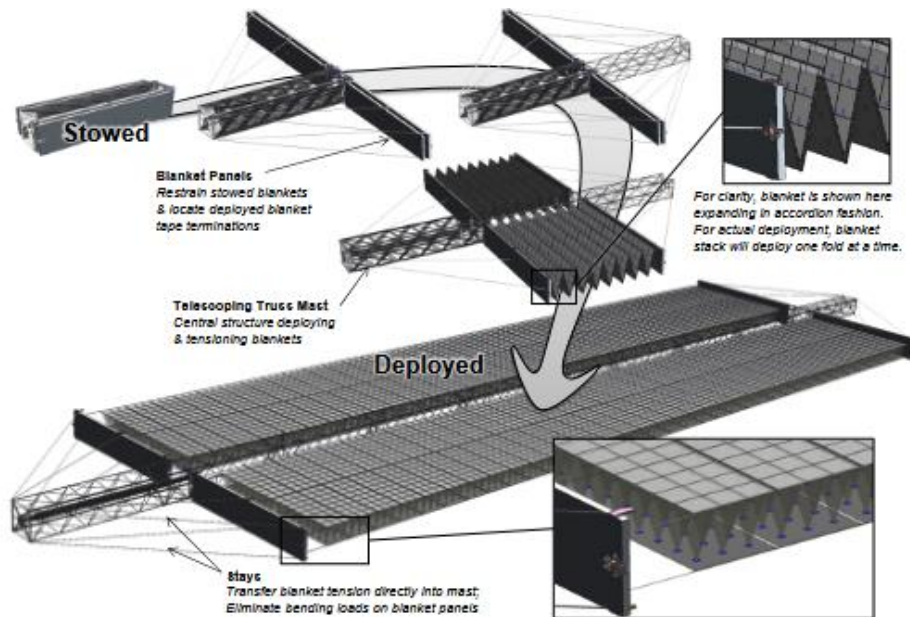


Ilustración 3 Secuencia de despliegue de paneles solares

Los paneles solares forman parte del sistema de energía y, a su vez, estos están integrados en el subsistema de despliegue de paneles del satélite.

En algunos casos, como en la Estación Espacial Internacional, la envergadura de estos paneles puede alcanzar los 70 metros [3]. Este ejemplo sirve para entender el tamaño que pueden alcanzar estos paneles, pero no sirve de referencia porque son

misiones totalmente distintas. Cada misión guía las especificaciones de los elementos que se requieren en la nave.

El proyecto, en el cual el satélite tiene el objetivo de establecerse en la órbita de Saturno será necesaria la instalación de este sistema, para poder alimentar energéticamente a la nave.

2.1.1.4. GENERACIÓN DE ELECTRICIDAD

En estos paneles solares se ensamblan los componentes responsables de la generación de energía. En este proyecto se utilizan lentes (impresas con silicona en el cristal protector) capaces de concentrar la radiación solar en micro células de tamaños de alrededor de 1 mm^2 . Las células son capaces de convertir la radiación solar en energía eléctrica mediante un proceso fotovoltaico. Destacan por ofrecer altos niveles de eficiencia en ambientes extremos. En la imagen, ejemplos de cómo ha ido evolucionando la tecnología en la forma en que las lentes concentran la radiación solar en la célula [4]:

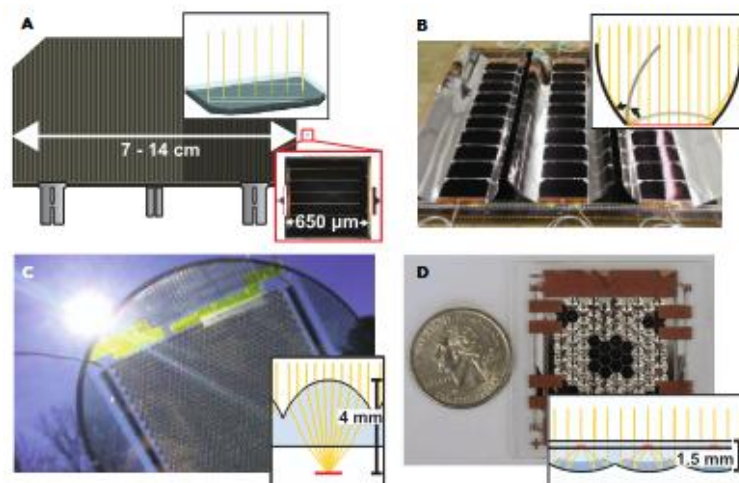


Ilustración 4 Progreso de la disposición de lente y célula

La disposición de la lente y célula utilizadas en el proyecto se desarrollarán más adelante.

2.1.1.5. CONTROL TÉRMICO.

Este subsistema entra en funcionamiento cuando las condiciones extremas del ambiente en el que se encuentra la nave empiezan a afectar al correcto funcionamiento y a la integridad de sus elementos y sistemas. Son métodos de calefacción y refrigeración que tienen la función de alcanzar una estabilidad térmica.

Se pueden encontrar métodos pasivos, como materiales capaces de radiar calor hacia el exterior con facilidad o capas aislantes térmicas con la capacidad de bloquear las variaciones térmicas del exterior. Por otro lado, cuando estos métodos pasivos no son capaces de mantener los límites térmicos requeridos, entran en funcionamiento los métodos activos. Se puede valorar una gran variedad de sistemas de enfriamiento o calentamiento, dependiendo, una vez más, de los requerimientos térmicos, algunos son: radiadores, persianas, sistemas de tubos de calor, bucles de fluidos, intercambiadores de calor, calentadores, enfriamiento criogénico, etc. [5]

La relación con este estudio es que la elección de los sistemas de control térmico se hará en base a los resultados térmicos y mecánicos en los diferentes estados de la misión.

2.2. CONDICIONES DE CONTORNO.

La nave va a ser sometida a condiciones de temperaturas extremas. Su travesía por el espacio profundo y por la órbita de varios planetas pondrán a prueba la complejidad de su diseño.

Será necesario el estudio de los distintos ambientes que hará frente, desde la temperatura extremadamente baja, casi de cero absoluto, del espacio profundo hasta las temperaturas ardientes de Venus, que rozan los 500K.

Durante el desarrollo de este trabajo se hará especial hincapié en este apartado, siendo una pieza clave y fundamental en el estudio.

2.3. ESTADO DEL ARTE.

Este análisis térmico-mecánico tiene el objetivo de estudiar cómo se deforman y se estresan la célula y la lente, a raíz del sometimiento que sufren los paneles solares a los grandes gradientes de temperatura a lo largo de la misión. Es importante para estudiar las posibles desviaciones en la alineación lente-célula y su desempeño individual en las condiciones de contorno previstas.

Se hará la reducción de limitar la sección del panel a sólo el hexágono que conforma la lente. Este hexágono será la cara del poliedro que definirá la geometría a estudiar, tal y como se muestra en la imagen. Se aislará del resto de células

considerando las paredes laterales como adiabáticas y será posible estudiar la transmisión de calor a través de los distintos materiales que conforman la placa solar.

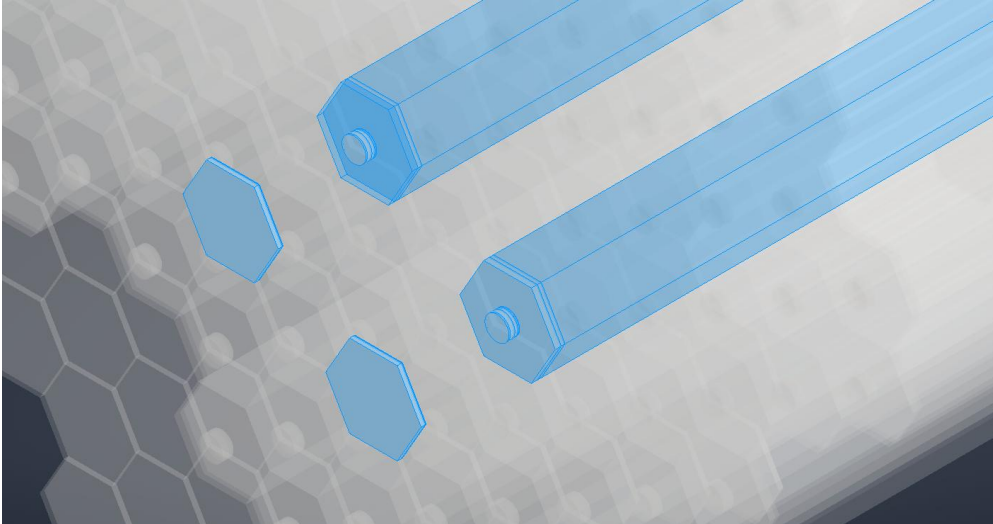


Ilustración 5 Representación de la sección de dos células en el panel solar.

2.4. TRANSMISIÓN DE CALOR

El análisis térmico se va a desarrollar considerando la transmisión de calor mediante los fenómenos de conducción y radiación. Las condiciones de contorno hacen que no exista convección, ya que estamos en el espacio profundo y predomina el vacío. Para que se dé convección es necesario que haya un fluido como el agua o el aire que esté en contacto con diferentes superficies, por tanto, esta alternativa queda descartada. Procedo a realizar una breve explicación de los dos fenómenos. [5]

2.4.1.1. CONDUCCIÓN.

La conducción de calor es la transferencia de energía térmica entre dos regiones de materia como respuesta a un gradiente de temperatura. El fenómeno físico que interviene es la transferencia de electrones libres desde las zonas de mayor concentración energética (mayor temperatura) a las áreas con menor energía (menor temperatura). Requiere la presencia de materia y puede darse en líquidos y gases.

La ecuación que explica el fenómeno de la conducción es la Ley de Fourier. En ella se considera una pared de espesor Δx y de área A , como en la figura; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** Se establece que la temperatura es uniforme en el

área A en los dos lados de la pared, pero que la temperatura en el lado izquierdo, T_1 , es mayor que en el derecho, T_2 .

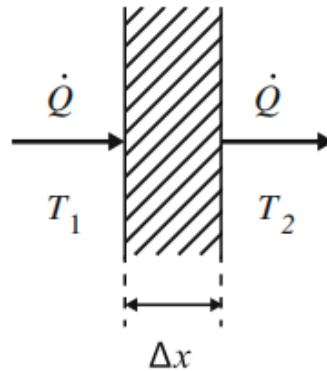


Ilustración 6 Conducción

La Ley de Fourier establece que el flujo de calor, \dot{Q} , a través de un material uniforme es directamente proporcional al área de transferencia de calor y al incremento de temperatura, ΔT , en la dirección de dicho flujo, y es inversamente proporcional al espesor de la pared que atraviesa, Δx .

$$\dot{Q} = kA \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (1)$$

Siendo k la conductividad térmica, propiedad física intrínseca en los materiales, cuyas dimensiones en el SI son $[W/(m \cdot K)]$.

Asumiendo la hipótesis de que el espesor no varía, $\Delta x \rightarrow 0$, y, como el flujo de calor ocurre de las zonas de mayor temperatura a la de menor, tiene sentido hacer la siguiente corrección:

$$\dot{Q} = -kA \frac{dT}{dx} \quad (2)$$

La densidad de flujo de calor, $q = \left(\frac{\dot{Q}}{A}\right) [W/m^2]$, o el flujo de calor por unidad de tiempo y área quedaría de la siguiente forma:

$$q = -k \frac{dT}{dx} \quad (3)$$

Esta última ecuación solo considera el flujo de calor en una sola dirección, en el eje X. Pero si deseáramos hacer un análisis térmico en las tres dimensiones, el planteamiento sería:

$$q = -k\nabla T = -k\left(\frac{\partial T}{\partial x}i + \frac{\partial T}{\partial y}j + \frac{\partial T}{\partial z}k\right) \quad (4)$$

Se observa que $T(x, y, z)$ es un campo escalar de temperatura. El vector q , es perpendicular a las superficies isoterma.

Finalmente, para llevar a cabo un análisis térmico de la conducción, lo que se desea lograr es establecer una ecuación que permita reunir todos los factores que intervienen, y también plasmar las condiciones de contorno limitantes, que se dan en este fenómeno. De esta forma se establece la Ecuación de la Energía,

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(k\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(k\frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(k\frac{\partial T}{\partial z}\right) + \dot{q}_v = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (5)$$

donde, \dot{q}_v es la cantidad de energía generada por unidad de volumen del medio, ρ es la densidad media, c_p es la capacidad térmica y, por último, el término de la derecha de la ecuación es la velocidad con la que cambia la energía interna del medio por unidad de volumen.

2.4.1.2. RADIACIÓN.

La radiación térmica es la radiación electromagnética producida por toda la materia que no tiene un cero absoluto de temperatura, en el rango de longitud de onda de 0.1 a 100 μm (incluye los rayos ultravioleta, UV, y los infrarrojos, IR). No requiere ningún medio para propagarse. El mecanismo de emisión de radiación sucede con la liberación de energía en el momento de movimiento u oscilación de electrones.

Dado que la radiación térmica es un modo de radiación electromagnética, se pueden aplicar las propiedades de propagación electromagnética de las ondas. Destacamos la frecuencia, ν , y la longitud de onda, λ .

Una superficie puede tener una dirección de preferencia en la que emitir radiación, si emite en todas las direcciones por igual se dice que es una superficie "difusa". La radiación emitida llega hasta otras superficies y esta, de forma parcial, se reflejará, será absorbida o será transmitida a través del cuerpo o materia a la que llega. En la siguiente figura se representan los cinco casos de radiación térmica en un cuerpo.

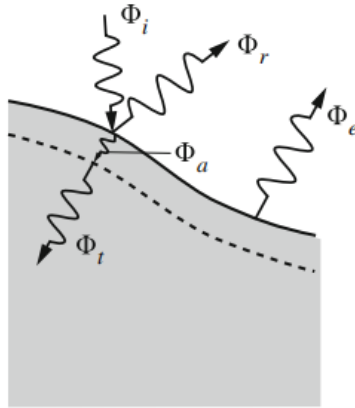


Ilustración 7 Radiación

En la imagen superior, el subíndice *i* hace referencia a la radiación incidente, *r* a la reflejada, *a* a la absorbida, *t* a la transmitida y *e* a la emitida por el propio cuerpo. El símbolo Φ es la energía radiante por unidad de tiempo.

La intensidad de radiación emitida, I_e , es la cantidad de Φ emitida en una longitud de onda λ en la dirección (θ, ϕ) , por unidad de área de la superficie emisora perpendicular a esta dirección y por proporción de ángulo y dirección, ω y λ . De esta forma la intensidad espectral queda como:

$$I_{\lambda,e}(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{\delta\Phi_e}{dA d\cos\theta d\omega d\lambda} \quad (6)$$

Integramos la anterior ecuación y obtenemos el poder emisivo hemisférico espectral, E_λ :

$$E_\lambda(\lambda, T) = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} I_{\lambda,e}(\lambda, \theta, \phi, T) \cos\theta \sin\theta d\theta d\phi \quad (7)$$

Donde $d\omega = \sin\theta d\theta d\phi$.

Finalmente, integrando en todas las longitudes de onda obtenemos el poder emisivo total, E :

$$E(T) = \int_0^\infty E_\lambda(\lambda, T) d\lambda = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} I_{\lambda,e}(\lambda, \theta, \phi, T) \cos\theta \sin\theta d\theta d\phi \quad (8)$$

Las anteriores ecuaciones hacen referencia a la radiación emitida por una superficie. La radiación incidente en una superficie se denomina "irradiación", G , y para toda la radiación abandonando una superficie se llama "radiosidad", J .

Cuando hablamos de radiación hay que mencionar el “cuerpo negro” o, traducido al inglés, black-body (a partir de ahora cuando se haga referencia al cuerpo negro en una ecuación aparecerá con el subíndice b). Se trata de una superficie ideal que absorbe toda radiación incidente, en todo el rango de longitud de ondas y en todas las direcciones. Como es el perfecto absorbedor y emisor de radiación, será usado como referencia con otras superficies reales. Consta de tres propiedades:

1. Es la superficie que más emite a unas temperaturas y longitudes de onda dadas.
2. La radiación no depende de la dirección, la superficie es difusa.
3. La totalidad de la radiación de un cuerpo negro en el vacío solo depende de su temperatura absoluta.

La ecuación del poder emisivo espectral, $E_{\lambda,b}$ [W/m^2], de un cuerpo negro fue deducida por Planck:

$$E_{\lambda,b}(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\pi^5 \left(e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1 \right)} \quad (9)$$

La constante de Planck tiene un valor de $h = 6.626 \cdot 10^{-34}$ [$J \cdot s$], la constante de Boltzmann equivale a $k = 1.380 \cdot 10^{-23}$ [J/K] y, por último, $c = 2.998 \cdot 10^8$ [m/s] haciendo referencia a la velocidad de la luz en el vacío.

Integrando la ecuación anterior llegamos a otra más reducida y conocida, pasando del poder emisivo espectral de un cuerpo negro al poder emisivo total, llamada la ley de Stefan-Boltzmann:

$$E_b(T) = \int_0^{\infty} E_{\lambda,b}(\lambda, T) d\lambda = \sigma_{S-B} \cdot T^4 \quad (10)$$

En ella aparece una nueva constante, la constante de Stefan-Boltzmann, cuyo valor es $\sigma_{S-B} = 5.67 \cdot 10^{-8}$ [$W/m^2 \cdot K^4$]. Con esta ley podemos calcular la radiación emitida por un cuerpo negro en todas direcciones y longitudes de onda.

Si queremos calcular la fracción de energía emitida por un cuerpo negro a una cierta temperatura y en un ancho de banda de longitudes de onda definido como λ_1 y λ_2 , podemos hacerlo de la siguiente forma:

$$F_{\lambda_1 \rightarrow \lambda_2} = \frac{1}{\sigma T^4} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{\lambda,b}(\lambda, T) d\lambda \quad (11)$$

El cuerpo negro es una hipótesis de una superficie ideal, para las superficies reales no pueden aplicarse las propiedades que se han definido anteriormente. Ninguna superficie es capaz de emitir, absorber o reflejar de la misma forma que lo haría un cuerpo negro, por ello se usan factores que nos permiten aproximarnos al valor real. Dichos factores resultan de una relación en la que se divide la intensidad real de la superficie estudiada entre la intensidad ideal propia del cuerpo negro dadas unas condiciones de longitud de onda, temperatura y dirección.

Con estas premisas podemos definir entonces, por un lado, la emisividad direccional espectral,

$$\varepsilon(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{I_{\lambda,e}(\lambda, \theta, \phi, T)}{I_{\lambda,b}(\lambda, T)} \quad (12)$$

Y, consecuentemente, la emisividad hemisférica espectral;

$$\varepsilon(\lambda, T) = \frac{E_{\lambda}(\lambda, T)}{E_{\lambda,b}(\lambda, T)} \quad (13)$$

Cuando una superficie es difusa, los dos valores anteriores son iguales.

Como ya sabemos, una superficie es irradiada por otras superficies. Esta radiación incidente será parcialmente reflejada, absorbida y transmitida. Por lo tanto, por otro lado, aparte del factor de emisividad, tendremos otras tres propiedades relacionadas con estos tres fenómenos. Para hallarlas, se dividirá la intensidad espectral propia del fenómeno de radiación en cuestión entre la intensidad de radiación incidente real.

En primer lugar, la absorbancia espectral direccional:

$$\alpha(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{I_{\lambda,i,abs}(\lambda, \theta, \phi, T)}{I_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \phi)} \quad (14)$$

Consecutivamente, la reflectancia espectral direccional:

$$\rho(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{I_{\lambda,i,ref}(\lambda, \theta, \phi, T)}{I_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \phi)} \quad (15)$$

Y, por último, la transmitancia espectral direccional:

$$\tau(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{I_{\lambda,i,transm}(\lambda, \theta, \phi, T)}{I_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \phi)} \quad (16)$$

Como se ha hecho para la emisividad, estos coeficientes se pueden integrar y así obtener sus valores para todas las direcciones y longitudes de onda. Los factores espectrales hemisféricos de la absorbancia, reflectancia y transmitancia son definidos de la siguiente forma: $\alpha(\lambda, T)$, $\rho(\lambda, T)$ y $\tau(\lambda, T)$

Siempre se da la relación: $\alpha + \rho + \tau = 1$. A no ser que sea una superficie opaca, es decir, transmitancia es nula: $\alpha + \rho = 1$.

Para finalizar esta contextualización teórica de la transmisión de calor mediante la radiación, hay que tratar el factor de visión, F_{ij} . Se define como la cantidad de radiación que deja una primera superficie i y llega a otra segunda superficie llamada j .

$$dF_{ij} = \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} dA_j \quad (17)$$

Siendo r la distancia entre las dos superficies; los ángulos θ_i y θ_j los existentes entre los vectores normales entre las superficies y la línea vista entre los cuerpos. De la anterior ecuación se puede deducir esta relación:

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji} \quad (18)$$

Cabe decir que, si un conjunto de superficies cierra un espacio, el sumatorio de los factores de visión de las superficies intervinientes será igual a uno.

$$\sum_{j=1}^n F_{ij} = 1 \quad (19)$$

Además, si se trata de una superficie cóncava, el factor de visión de esa superficie con respecto a sí misma será distinto de cero, es decir, un valor no nulo.

Con todo esto, cuando estemos trabajando con una superficie real, la Ley de Stefan-Boltzmann, tendrá la siguiente forma:

$$Q_i = A_i \cdot \varepsilon_i \cdot F'_{ij} \cdot \sigma_{S-B} \cdot (T_i^4 - T_j^4) \quad (170)$$

Ansys Mechanical:

En el programa nos vamos a encontrar que las superficies son consideradas como grises y difusas.

- Superficie gris, las propiedades son independientes de la longitud de onda: $\alpha(\lambda, T) = \alpha(T)$ y $\varepsilon(\lambda, T) = \varepsilon(T)$
- Superficie difusa, la emisividad no depende de la dirección:

$$\varepsilon(\lambda, \theta, \phi, T) = \varepsilon(\lambda, T)$$

Por último, estaremos trabajando con la premisa de que la *emisividad* = *absorbancia* y que *emisividad* + *reflectancia* = 1. Por tanto, la radiación absorbida va a ser igual a la incidente menos la reflejada. La radiación neta resultante será la suma de la emitida y la reflejada, menos la incidente.

2.4.1.3. MODELO ANALÍTICO

Una vez definidas las formas de transmisión de calor se puede evaluar cómo va a afectar al panel solar. Para entender los fenómenos físicos que suceden se puede utilizar un modelo analítico. Una forma de realizar este tipo de modelos es utilizar un equivalente de un circuito eléctrico:

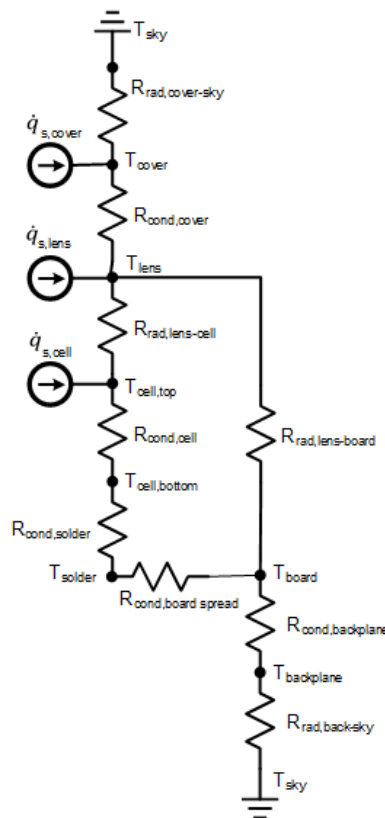


Ilustración 8. Modelo analítico como circuito eléctrico.

De esta forma se consigue asemejar el modelo analítico a un circuito eléctrico. Se puede observar que se trata de un circuito cerrado, con la temperatura del Deep Space (T_{sky}) como inicio y fin de este. Esto es así porque el espacio funciona como sumidero de calor, va a absorber todo el calor generado en el panel, ya que la temperatura del deep space es de $3K$. Las láminas que están en contacto directo con el vacío exterior a la placa fotovoltaica van a ser: el Cover Glass y el CFRP, en la parte trasera. Aparecen en el circuito como T_{cover} y como $T_{backplane}$ respectivamente.

Posee segmentos de circuito cuyos elementos están asociados en serie, y otros en paralelo, debido a los intercambios de calor que intervienen. Para explicarlo de forma detallada vamos a dividirlo, de arriba abajo, en tres partes:

1. Primer segmento: Desde el T_{sky} hasta el T_{lens} . Elementos asociados en serie. Se trata de la radiación solar que llega hasta el cover glass ($R_{rad,cover-sky}$) a través del deep space (T_{sky}). La radiación llega al cover glass (T_{cover}), genera calor en la superficie ($q_{s,cover}$) y este se transmite a la lente de silicona PDMS (T_{lens}). por conducción ($R_{cond,cover}$). Donde también se genera calor, por eso aparece como fuente térmica también ($q_{s,lens}$), ya que va a radiar hacia la siguiente zona.
2. Segundo segmento: Desde el T_{lens} hasta el T_{board} (Alúmina). Aquí vemos cómo la línea se divide en dos ramas, en paralelo. Esto se debe a dos factores determinantes: la transmisión de calor por radiación y las diversas formas de la geometría en las capas involucradas. Al ser geometrías distintas, de menor tamaño y en posiciones no centradas, las caras laterales recibirán algo de radiación que puede influir en cómo se comporta el elemento.

La radiación procedente de la lente se va a encontrar realmente con más capas: célula, soldador, pista y sustrato. Pero para simplificar un poco más el modelo vamos a tener en cuenta que la radiación solo llega a la célula solar ($R_{rad,lens-cell}$) y al sustrato ($R_{rad,lens-board}$). Entre estos elementos el intercambio de calor producido entre las capas será únicamente conducción: $R_{cond,cell}$, $R_{cond,solder}$ y $R_{cond,board\ spread}$.

3. Tercer segmento: Desde el T_{board} hasta el T_{sky} , otra vez. Disposición, en este caso otra vez en serie. Los elementos van a compartir el mismo contorno geométrico, los espesores son los que variarán.

El fenómeno de la conducción será el responsable del intercambio de calor. Las capas (adhesivos, CFRP y honeycomb) pueden ser resumidas en una sola resistencia térmica en serie. Consiste en sumar todas las conductividades y reunir las en la $R_{cond,backplane}$.

Por último, para reflejar cómo la parte trasera de la capa (backplane) emite radiación al espacio profundo (T_{sky}), bastaría con aplicar la resistencia térmica $R_{rad,back-sky}$, perteneciente al CFRP de la parte trasera de la placa solar. Esta última capa será la encargada de una parte importante de la refrigeración.

En caso de aplicar el Albedo, la carga se aplicaría en el punto del *backplane*. Sería la cara a la que llegaría la radiación proveniente del planeta.

Ecuación de calor:

Para cada capa se aplicará, entonces, la siguiente fórmula:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \dot{Q}_{sun,i} + \dot{Q}_{alb,i} + \dot{Q}_{dis,i} + \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^n R_{ij} (T_j^4 - T_i^4) \quad (21)$$

Donde:

- \dot{Q}_{sun} es la potencia térmica recibida directamente del Sol.
- \dot{Q}_{alb} , la proveniente del planeta a través del Albedo.
- \dot{Q}_{alb} la disipada por la nave hacia el espacio.
- T_i y T_j son las temperaturas de dos capas distintas entre las que se transmite calor de forma directa.
- K_{ij} y R_{ij} las resistencias térmicas de conducción y radiación, respectivamente. Responsables de la transmisión de calor entre las capas.
- $C_i \frac{dT_i}{dt}$, calor específico multiplicado por la variación de la temperatura de cada capa respecto del tiempo.

2.4.1.4. FÓRMULAS FUENTES TÉRMICAS.

En el diagrama se observa la presencia de tres fuentes de calor en tres puntos distintos, representadas como voltaje eléctrico. Debido a su disposición en el sándwich, para cada caso, se utilizará una fórmula distinta. Además, luego en el programa se seleccionarán

dos métodos distintos, debido a la forma en la que reciben y transmiten ese calor recibido. Las tres fuentes de calor son las que se nombran a continuación:

- Célula: Para la célula solar se considera un Heat Flow
- Vidrio: Internal Heat Generation
- Lente: Internal Heat Generation

Definición de Internal Heat Generation y Heat Flow:

- *Internal Heat Generation (Generación Interna de Calor)*: Con este método se puede insertar una generación interna de calor a un cuerpo. Esta se aplica de forma uniforme a través de todo el volumen. Permitirá simular una fuente térmica capaz de transmitir calor por conducción y por radiación a los cuerpos adyacentes a ella. Asociaremos estos generadores de calor a los volúmenes del vidrio protector y de la lente. Debido a su fino espesor podremos definir que estos reciben la carga térmica de forma equitativa a lo largo, ancho y profundo de los dos volúmenes.

Hay que tener en cuenta la ecuación de Beer-Lambert, que nos indica lo siguiente:

$$I = I_0 \cdot e^{-\alpha \cdot t} \quad (182)$$

La radiación transmitida a través del material, I , es menor que la I_0 , la radiación incidente, antes de entrar al material. El espesor del material es t y el coeficiente de absorción α .

Para aplicar el Internal Heat Generation, se asumirá que, al ser capas tan finas (vidrio protector y lente) la radiación transmitida a través del material no va a disminuir a lo largo del material y, por tanto, será posible aplicar una fuente de calor homogénea.

- *Heat Flow (Flujo de calor)*: Permite aplicar una carga térmica que simula la transmisión de calor a superficies planas o curvas, también a vértices y aristas. Se aplicará únicamente a la superficie superior de la célula solar (PV Cell), es la que se encuentra enfrentada de forma directa a la lente. Es una simulación más cercana a la realidad ya que se prevé que la mayor parte de la radiación la reciba esta superficie, el calor se transmitirá a las superficies adyacentes, mayormente, por conducción. Es interesante observar en los resultados cómo se comporta la célula al recibir este calor.

A continuación, se exponen las fórmulas utilizadas para hallar los valores que más adelante se aplicarían a las fuentes de calor. Es importante una correcta definición ya que juegan un papel crítico en todo el análisis térmico.

Vidrio protector - Internal Heat Generation: $[W/mm^3]$

$$\dot{Q}_{solar,cover} = G_{solar}(AU) \cdot \frac{1}{t_{lens}} \cdot (1 - r_{vac,cov}) \cdot \alpha_{solar,cover} \quad (23)$$

Constante solar (G) a una distancia específica (AU) de cada planeta a estudiar respecto del Sol. $[W/mm^2]$

La reflexión en contacto con el vacío ($R_{vac,cov}$) y la absorbancia de la radiación solar $\alpha_{solar,cover}$, en este caso, del Cover Glass.

$r = \left(\frac{n_2 - n_1}{n_2 + n_1}\right)^2$. Siendo n , el índice de refracción de lente y Cover Glass, 1.503 y 1.511, respectivamente. $r_{vac,cov} = 0.0414$

A su vez, $\alpha_{solar,cover} = 0.006$ para lente y Cover Glass. Utilizando la fórmula de Beer-Lambert: $r_{vac,cov} = 1 - e^{-\alpha_{solar,abs} \cdot t}$. Siendo $\alpha_{solar,abs}$ $[1/cm]$ el coeficiente de absorción solar. $\alpha_{solar,abs} = \frac{\ln(-0.002)}{-0.005}$ [6]

El espesor de la lente (t_{lens}) necesario en la ecuación para obtener en el denominador de las unidades los mm^3 .

Lente - Internal Heat Generation: $[W/mm^3]$

$$\dot{Q}_{solar,lens} = G_{solar}(AU) \cdot \frac{1}{t_{lens}} \cdot (1 - R_{vac,cov}) \cdot (1 - \alpha_{solar,cover}) \cdot (1 - R_{cov,lens}) \cdot \alpha_{solar,lens} \quad (24)$$

Tanto para la lente como para el vidrio, se había escrito anteriormente que las fuentes de calor serían aplicadas a todo el volumen, es por esto que ahora vemos que las unidades de la carga térmica vienen divididas por milímetros cúbicos, respetando, de esta forma, la premisa.

$\alpha_{solar,lens} = 0.001$ y $R_{vac,cov} \approx 0$.

Para hallar la absorptividad solar de la lente: $R_{vac,lens} = 1 - e^{-\alpha_{solar,abs} \cdot t}$, $\alpha_{solar,abs} = 0.304$ [6].

Célula - Heat Flow: [W]

$$\dot{Q}_{solar,cell} = G_{solar}(AU) \cdot A_{lens} \cdot \eta_{op} \cdot \alpha_{solar,cell} \quad (25)$$

Siendo A_{lens} el área de la lente, que, durante nuestro estudio, será la mitad del hexágono, concentrando la radiación también en la mitad de la célula.

La eficiencia óptica de la lente, η_{op} , juega un papel importante en el calor generado en la célula.

Y, por último, de nuevo entra en juego la absorbancia ($\alpha_{solar,cell}$) inherente de la célula.

Al contrario de las dos fórmulas anteriores, la magnitud de la carga térmica no tiene ninguna unidad de magnitud longitudinal asociada a ella. Esto es porque se trata de un valor aplicado a la superficie que se estudia, el área afectada ya viene impuesta dentro de la fórmula.

CFRP - Heat Flow: [W]

$$\dot{Q}_{CFRP} = G_{solar}(AU) \cdot Albedo \cdot A_{CFRP} \cdot \alpha_{solar,CFRP} \cdot F_{s-p} \quad (26)$$

El área de la capa de fibra de carbono reforzado de la parte trasera del módulo, aparece como A_{CFRP} . Al igual que en la anterior ecuación, habrá que aplicar la mitad de la superficie, debido a las simplificaciones por simetría.

El *Albedo* es la proporción de radiación electromagnética que es reflejada del planeta que la nave está orbitando. Es una fracción de la que llega al planeta desde el Sol.

La absorbancia de la superficie es el penúltimo componente de la fórmula, se trata del $\alpha_{solar,CFRP}$.

En último lugar, está el factor de visión, F_{s-p} , de la nave respecto al planeta. Para todos los casos se ha aplicado el valor de 1, como consecuencia de pasar tan cerca de los planetas. Dada la siguiente ecuación, se puede hallar el factor de visión para el Albedo:

$$F_{s-p} = \frac{\Omega_{s-p}}{2\pi}$$

Siendo Ω_{s-p} el ángulo sólido, definido de la siguiente forma: $\Omega_{s-p} = \frac{A_{planeta}}{d_{s-p}^2}$. El área del planeta corresponde a $A_{planeta}$ y la distancia entre el planeta y el satélite viene definida como d_{s-p} .

2.5. ANÁLISIS MECÁNICO

Este trabajo es un análisis termo-mecánico. Habiendo expuesto el análisis térmico, ahora se deberá encontrar la forma de enlazar los resultados térmicos con los mecánicos.

Comenzamos con las deformaciones producidas por el gradiente de temperaturas. Cabe destacar que estas no son las fórmulas que utilizará el programa, pero nos ayudará a hacernos una idea de la correlación de los resultados obtenidos:

$$L = L_0 \cdot CTE \cdot \Delta T \quad (27)$$

Por tanto, la deformación unitaria será:

$$\epsilon = \frac{L}{L_0} \quad (28)$$

Se utilizará la letra griega ϵ , en vez de ε , como excepción, para no confundirla con la emisividad. Relacionando las dos fórmulas anteriores, se obtiene:

$$\epsilon = CTE \cdot \Delta T \quad (29)$$

La deformación unitaria jugará un papel importante en este estudio, porque nos permitirá hacernos una idea de cuánto se han deformado los componentes respecto a la temperatura a la que fueron ensamblados.

A su vez, afectará a las tensiones del material de la siguiente manera:

$$\sigma = E \cdot \epsilon \quad (30)$$

Reuniendo los conceptos anteriores, podemos llegar, finalmente, a la relación de tensión-deformación-temperatura:

$$\sigma = E \cdot CTE \cdot \Delta T \quad (31)$$

Por otro lado, en el programa, se seleccionará la opción de tensión de Von Mises, y utilizará la siguiente fórmula:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2} \cdot [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6 \cdot (\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)]} \quad (32)$$

Para las deformaciones unitarias, también se basa en el criterio de von Mises:

$$\epsilon_{VM} = \sqrt{\frac{2}{3} \cdot [(\epsilon_x - \epsilon_y)^2 + (\epsilon_y - \epsilon_z)^2 + (\epsilon_z - \epsilon_x)^2 + 3 \cdot (\gamma_{xy}^2 + \gamma_{yz}^2 + \gamma_{zx}^2)]} \quad (33)$$

Siendo γ , la deformación cortante ingenieril, el cual mide la distorsión angular cuando se aplican fuerzas paralelas a una superficie.

Capítulo 3. METODOLOGÍA

3.1. PROGRAMAS Y HERRAMIENTAS.

La elaboración de este Trabajo de Fin de Grado ha requerido el uso de programas y herramientas utilizadas durante la carrera y el aprendizaje de nuevas, claves para el desarrollo del mismo.

- Autodesk Inventor Professional 2024: Esencial para la creación de las geometrías de la placa fotovoltaica a estudiar.

Se utilizó para elaborar las geometrías que después serían importadas al programa del modelado por elementos finitos, mediante un archivo step.

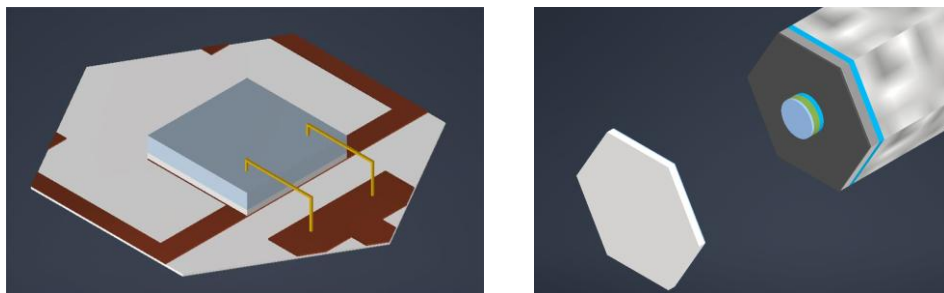


Ilustración 9 Geometrías creadas en Inventor Professional

- Ansys Mechanical Workbench 2025: Software de análisis por elementos finitos. Permite estudiar, mediante la simulación, tensiones, temperaturas, deformaciones, etc.

La realización del mallado, aplicar las propiedades de los materiales; así como las condiciones de contorno, un buen modelado y las diferentes fuentes de calor, fueron las tareas que formaron parte de todo el proceso.

- Otras herramientas: Para la búsqueda de información precisa y de fuentes fiables se hizo uso de la herramienta Google Scholar (publicaciones de revistas certificadas, datasheets de las propiedades de materiales...).

Para la recopilación de todos los sitios web, revistas y otras fuentes visitadas se utilizó Zotero, que sirvió de espacio de almacenamiento y enlace de las referencias que posteriormente serían nombradas al final de este mismo documento.

3.2. MODELADO.

Se va a proponer una explicación cronológica de los pasos seguidos en la elaboración del modelado térmico de la placa fotovoltaica. Se nombrarán los programas utilizados y los variados procedimientos dentro de ellos.

3.2.1.1. GEOMETRÍA E IMPORTACIÓN.

En primer lugar, se creó la geometría correspondiente a la sección (dentro de la placa fotovoltaica), que posteriormente se iba a estudiar. Para ello, se utilizó el programa Autodesk Inventor Professional 2025, debido a la familiarización con el mismo durante los estudios en la carrera y la facilidad de importación de la geometría al programa de modelado por elementos finitos (Ansys Mechanical).

Antes de la elaboración de la geometría hizo falta un estudio y comprensión de la parte que se iba a modelar. Cabe mencionar la reunión con Thales Alenia, en la que se cambió la geometría y materiales que se iban a utilizar en la parte de la célula fotovoltaica y por tanto abandonar la propuesta anterior. Por la forma en la que están ensambladas este tipo de piezas, al conjunto se le da el nombre de "Sándwich de materiales".

Se procedió a elaborarla creando las diferentes capas, de geometría variante y ensamblándolas una a una, superponiéndolas, hasta conseguir el ancho final, de poco más de dos centímetros. Para ello hubo que crear planos, acotarlos con las medidas especificadas y posteriormente extruir las figuras hasta alcanzar el espesor individual de cada pieza.

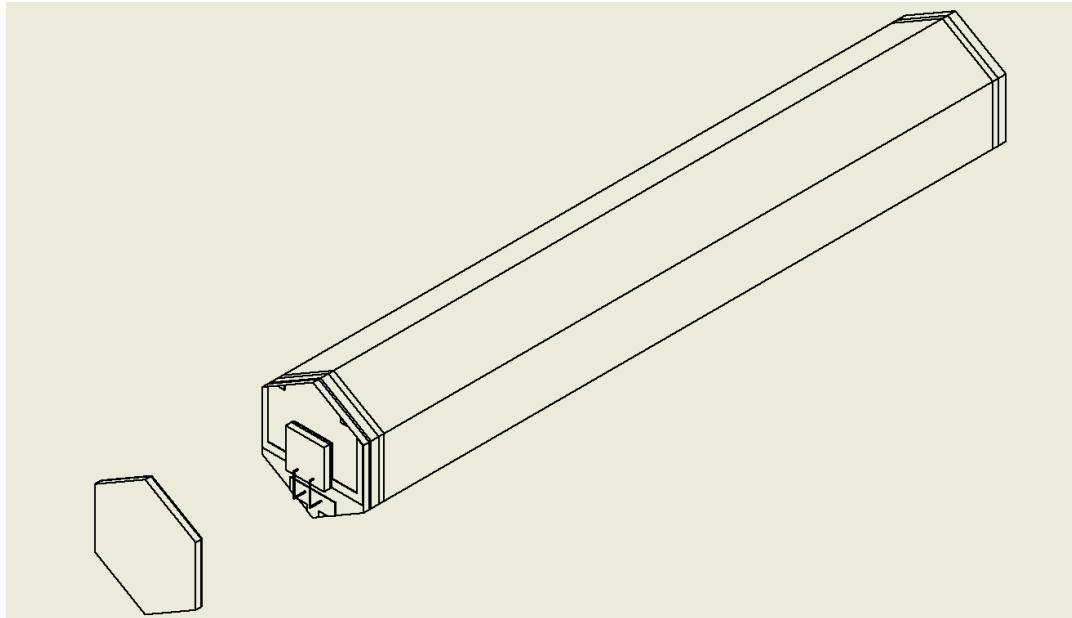


Ilustración 10 Vista de plano a escala 30:1 de la sección creada en Inventor

Otro concepto que es importante resaltar es el hecho de que, para simplificar las simulaciones, se optó desde un primer momento a realizar sólo un cuarto de la pieza, para el primer caso; y la mitad de la pieza, para el segundo. Se puede hacer esta reducción porque hay condiciones de simetría. Lo que esté ocurriendo en la parte simulada, presumiblemente, consideramos que está ocurriendo también en la complementaria.

Una vez finalizadas, se creó el archivo step para poder exportarlas al programa de modelado por elementos finitos.

Este programa, Inventor, no dejaría de utilizarse posteriormente ya que, si en Ansys se detectaba algún error en los espesores o en los ensamblajes, o se tomaba una decisión que requería el cambio geométrico en alguna de las capas o elementos, habría que volver a él y aplicar aquí los cambios. De nuevo, volver a exportar y, en Ansys aplicar todos los pasos de modelado.

3.2.1.2. SÁNDWICH DE MATERIALES.

El panel fotovoltaico está formado por varias capas de materiales, por eso se habla de un "Sándwich de materiales". Cada una de las capas tiene un papel clave en la misión que va a desempeñar el propio sistema.

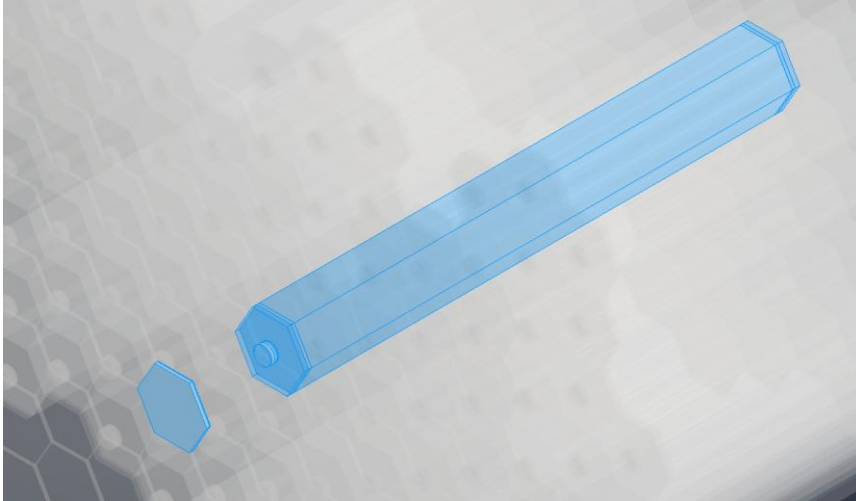


Ilustración 11 Sección aislada en el panel solar

Se trata de unas láminas que aportan: protección, unión a otras láminas, estructura ((aumentando la rigidez), aislamiento eléctrico y otras, enfocadas a la concentración de la radiación en un punto específico y también la generación de energía eléctrica. A continuación, se va a describir cada una de las capas, más en detalle, siguiendo el orden en el que la radiación solar atacaría al panel de forma directa (en otros apartados de este documento se describe que la radiación tiene otras formas de alcanzar elementos de la placa solar):

1. Cover Glass: SCHOTT Solar Glass 0787. Cover Glass de Borosilicato, dopado con Cerio. Cristal técnico diseñado para proporcionar un alto nivel de transparencia, siendo muy delgado, pero capaz de proteger células fotovoltaicas en el espacio. El dopaje con Cerio aporta una alta estabilidad ante la solarización, manteniendo una alta y estable transmisión óptica incluso después de haber sido expuesto a una fuerte (y alargada en el tiempo) radiación ultravioleta, de protones o electrones.

Es capaz de absorber radiación dañina como la UV-B y la UV-C. Actúa como una capa de protección ante la radiación procedente de partículas y del impacto de las mismas. Además, soporta estreses, añadiendo resistencia mecánica estructural. [7]

2. Lente y encapsulante: Tanto la lente como el encapsulante, están compuestos de la silicona Dow Corning DC93-500. Se trata de una silicona (elastómero) de grado

espacial, comúnmente usada como un adhesivo en naves espaciales en componentes como células solares y reflectores solares ópticos y como un encapsulante para componentes electrónicos aeroespaciales. Últimamente, en su forma de película independiente, se ha usado en el diseño de lentes de Fresnel, capaces de concentrar la radiación del sol y su aplicación en paneles fotovoltaicos patentados para misiones espaciales.

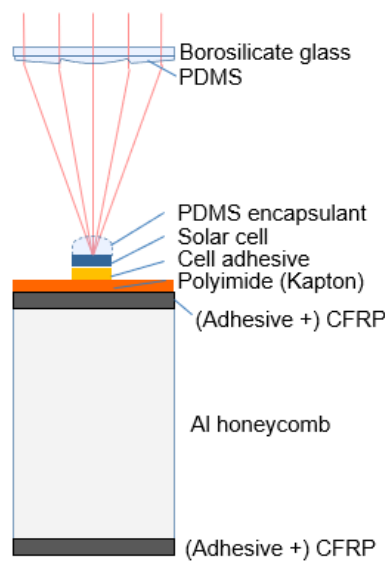
Su gran rango de servicio en temperaturas extremas (-115, +200 °C), su flexibilidad y sus bajas propiedades de gasificación lo convierten en un material ideal para uso aeroespacial [8]. Necesita el uso de protección ante radiaciones dañinas.

3. Célula fotovoltaica: PV Cell 3G30C, desarrollado por AZUR. Célula solar de triple unión, con una eficiencia del 30%. Ideada para ambientes aeroespaciales. Diseñada para una alta eficiencia en su EOL (end-of-life), fin de vida útil, centrándose en una resistencia a la radiación desde el principio de su uso. Eficiencia de 29.5% en su BOL (beginning-of-life) y de un 28.1% en su EOL. [9]
4. Adhesivo PV Cell- Insulator: WACKER® RTV-S 691 A/B. Presente en la unión de la célula con el aislante térmico. Dadas sus características de baja desgasificación y baja variación de temperatura, está recomendado para uso espacial. Diseñado para la unión de partes en células solares en generadores para aplicaciones espaciales, principalmente en satélites. Otras propiedades que se le atribuye son la baja volatilidad, resistencia al calor y resistencia a la radiación UV. [10]
5. Aislante: Kapton Insulator. Sustrato dieléctrico para circuitos impresos flexibles e interconexiones de alta densidad. Gran resistencia térmica y bajo coeficiente de expansión térmica (CTE). Película de mayor módulo con menor absorción de agua. Baja curvatura, alta flexibilidad dinámica y fácil instalación por excelente rendimiento de doblado. Buen comportamiento en general en un amplio rango de temperaturas. [11]
6. Adhesivo Insulator-CFRP:
7. CFRP: Carbon Fibres Reinforced Polymer. M55J High Modulus Carbon Fiber, Toray. Fibra de alto módulo con propiedades mejoradas de resistencia a la tensión y compresión. Presente a ambos lados del panel de abeja de aluminio. Cierra la estructura por ambas caras aportando mayor rigidez y un volumen cerrado. [12]
8. Adhesivo CFRP-Honeycomb: HexBond 312L, Hexcel. Adhesivo, adecuado para uniones metal-metal y para estructuras en sándwich. Buena resistencia

mecánica a altas temperaturas, baja cantidad de contenido volátil, uniones entre compuestos. [13]

9. Panel de abeja: Honeycomb Al5056, Hexcel. Construcción de panel de abeja de Aluminio. Estructura usada en el ámbito aeroespacial con excelente resistencia a la corrosión. Máxima relación de resistencia y rigidez frente al peso (material muy ligero). Capaz de mantener la resistencia a la corrosión con altas temperaturas. [14]

A continuación, imagen representativa del sándwich de materiales de este primer caso de estudio.



Los espesores [15] y pesos por metro cuadrado de cada capa del panel fotovoltaico, vienen reflejados en la siguiente tabla (están numerados según la dirección la radiación solar):

Nº	Espesor [mm]	Material	Referencia	Relación de áreas	Peso [kg/m ²]
1	0,15	Vidrio protector de borosilicato, dopado con Cerio	Schott 0787	1	0,377
2	0.02	Lente	DC93500	1	0,017
3	4	Distancia focal (vacío)	-	1	0
4	0,05	Encapsulante de la célula	DC93500	13	0,004
5	0,15	Célula fotovoltaica	3G30C	13	0,066
6	0,1	Adhesivo de la célula	RTV-S- 691	13	0,010
7	0,05	Aislante de Kapton	DuPont	13	0,005
8	0,005	Adhesivo	GRP-33A	1	

9	0,2	Cara interior de fibra de carbono	CFRP	1	0,382
10	0,13	Adhesivo	HexBond 312L	1	0,147
11	22	Panel de abeja de aluminio	Al 5056	1	0,352
12	0,13	Adhesivo	HexBond 312L	1	0,147
13	0,2	Cara exterior de fibra de carbono	CFRP	1	0,382

Tabla 1. Sándwich de materiales. Primer caso.

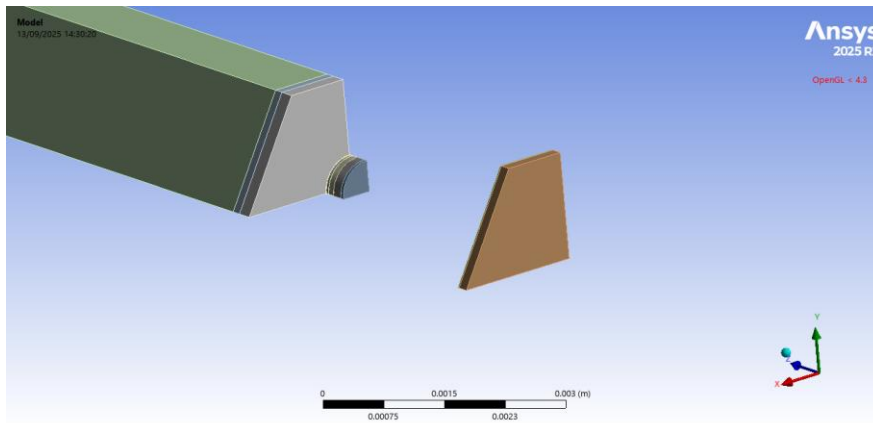


Ilustración 12 Imagen del primer caso en Ansys

El espesor total de la placa no es la suma de todas las láminas, ya que hay que sumar la distancia focal existente entre la lente y la célula (4 mm). Por tanto, entre la lente y capa de entrada del encapsulante sobre la célula habría un poco menos de esos 4 mm, que habrá que añadirlos al espesor final del conjunto.

Para calcular el espesor de la distancia focal, que hay que añadir, hay que restarle el espacio ocupado por el encapsulante (a partir de ahora voy a nombrar t al espesor para las ecuaciones).

$$t_{focal} = 4 - t_{encapsulante} = 4 - 0.05 = 3.95 \text{ mm}$$

Ahora ya podemos calcular el espesor total del panel:

$$t_{panel} = \sum_{i=1}^n t_i + t_{focal} = 23 + 3.95 = 26.95 \text{ mm}$$

Siendo n el número de capas e i el número correspondiente a cada capa en la tabla.

Del resultado anterior obtenemos un espesor final de apenas 27 mm, es decir, poco menos de 3 cm. Acercándose, en el diseño, a la premisa de ocupar el menor espacio posible y, por tanto, reduciendo el peso, para así abaratar costes.

CASO 2.

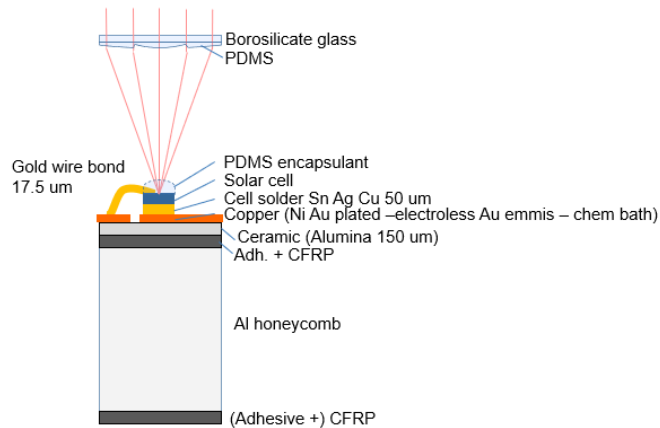
Una reunión con Thales Alenia supuso un cambio de “rumbo” en el desarrollo del proyecto. A raíz de este encuentro se apostó por realizar el estudio de una placa fotovoltaica más tradicional. Esto supuso la definición de nuevos materiales y geometría que habría que incorporar al modelado, abandonando lo avanzado hasta el momento. Pero lo obtenido no sería en balde, ya que serviría de base para continuar con todo el proceso.

El concepto sería el mismo, pero habría que cambiar los materiales y geometría de la zona de la célula solar hasta el adhesivo que unía el CFRP y el Kapton. Por tanto, la configuración sería la siguiente:

1. Cover Glass: SCHOTT Solar Glass 0787.
2. Lente (Lens) y encapsulante (encapsulant): Silicona Dow Corning DC93-500
3. Célula fotovoltaica (PV Cell): PV Cell 3G30C, desarrollado por AZUR.
4. Soldador de la célula (Cell solder): Indium Corp. Indalloy® 256 96.5Sn/ 3.0Ag/ 0.5Cu. Compuesto que posee Estaño en un 96.5%, Plata con un 3% y un 0.5% de Cobre. Sirve para la fijación mecánica de las células al conductive trace, previene los posibles movimientos que pueda sufrir por los estreses mecánicos y térmicos. Además, garantiza la corriente eléctrica entre las células.
5. Pista (Conductive trace): Ni-Au copper. Aleación de Cobre, Níquel y Oro. La corriente generada en las células solares pasa a las líneas conductoras. Permite interconexión eléctrica y transmitir la electricidad de forma eficiente y sin pérdidas entre las células y los circuitos.
6. Cables (Wires): Stanford Advanced Materials Au wire. Diámetro del cable 17.5 um. Se utiliza oro debido a sus buenas condiciones conductoras de la electricidad y por su baja corrosión y oxidación en el tiempo. Ante cambio de temperaturas extremas es capaz de no deteriorarse y de no perder sus capacidades conductoras. Clave en la unión eléctrica entre las células y las líneas conductoras.
7. Sustrato (Substrate): Alúmina, es un óxido de Aluminio, Al_2O_3 . Muy buen conductor térmico. Proporciona aislamiento térmico, permite que los componentes eléctricos no pierdan electricidad al estar en contacto con otros que no entren en el circuito eléctrico. Además, es una buena base sobre la que colocar estos componentes, ya que es una superficie lisa, estable y con gran dureza, sirviendo de soporte estructural.

8. Adhesivo Sustrato-CFRP: WACKER® RTV-S 691 A/B
9. CFRP: Carbon Fibres Reinforced Polymer. Mitsubishi DIALEAD composite.
10. Adhesivo CFRP-Honeycomb: 3M Scotch-Weld AF 163-2U. Debe ser capaz de soportar grandes gradientes térmicos y cumplir una buena función adhesiva entre las capas de CFRP y honeycomb (que aportan soporte base y con gran función estructural de todo el panel).
11. Panel de abeja (Honeycomb): Hexcel HexWeb CR III 5056 3/8 cell.

Imagen representativa del sándwich de materiales del segundo caso de estudio.



De nuevo, se adjunta una tabla para poder observar cómo quedaría la renovada disposición del sándwich de materiales.

Nº	Espesor [mm]	Material	Referencia	Relación de áreas	Peso [kg/m ²]
1	0,15	Vidrio protector de borosilicato, dopado con Cerio	Schott 0787	1	0,377
2	0.02	Lente	DC93500	1	0,018
3	4	Distancia focal (vacío)	Focal distance	1	0
4	0,05	Encapsulante de la célula	DC93500	4,33	0,018
5	0,15	Célula fotovoltaica	3G30C	4	0,199
6	0,05	Soldador de la célula	Indium Corp. Indalloy® 256 96.5Sn/3.0Ag/0.5Cu	4,33	0,086
7		Cables de la célula	Stanford Advanced Materials Au		
8	0,012	Pista	Ni-Au copper	2,31	0,046
9	0,15	Sustrato	Alumina	1,00	0,585

10	0,05	Adhesivo	WACKER® RTV-S 691 A/B	1	0,076
11	0,2	Cara interior de fibra de carbono	Mitsubishi DIALEAD composite	1	0,340
12	0,14	Adhesivo	3M Scotch-Weld AF 163-2U	1	0,146
13	15,9	Panel de abeja de aluminio	Hexcel HexWeb CR III 5056 3/8 cell	1	0,254
14	0,14	Adhesivo	3M Scotch-Weld AF 163-2U	1	0,146
15	0,2	Cara exterior de fibra de carbono	Mitsubishi DIALEAD composite	1	0,340

Tabla 2. Sándwich de materiales. Segundo caso.

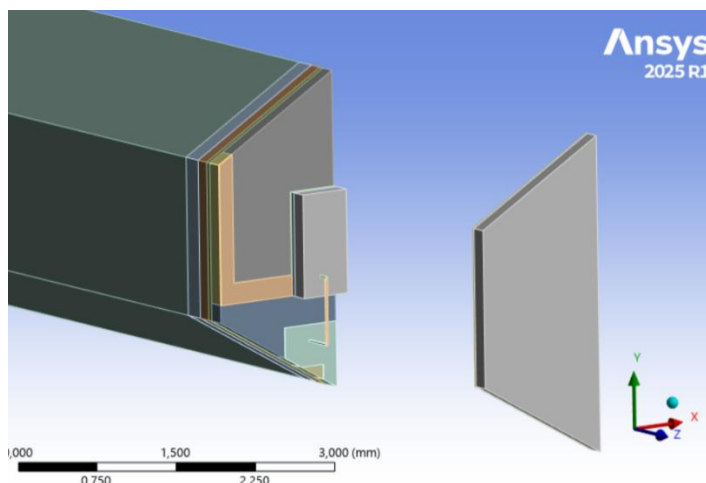


Ilustración 13 Vista en Ansys de los distintos materiales

Se pueden apreciar los cambios. En primer lugar, observamos que hay dos filas más en la tabla. Se trata, una de ellas, de los cables de oro que conectan la célula con el Conductive Trace. La segunda capa añadida fue la pista (Conductive Trace).

Además, también vemos que no hay encapsulante, esto no es del todo cierto, ya que sí que estaría, pero en la simulación no aparecerá. Esto se debe a que la emisividad que se aplicará a la célula tendrá un valor, que ya aporta el fabricante, el cual tiene en cuenta el efecto de la emisividad del encapsulante.

Otro cambio es el espesor total de la sección. El panel de abeja ha reducido su tamaño en 6 mm, siendo láminas tan finas esta reducción va a verse reflejada en el espesor final, cuyo valor es: 21.162 mm

Otro punto importante que no habría que pasar por alto es la relación de áreas. Ahora el tamaño de la lente sería un poco más pequeño y la célula más grande. En la geometría importada a la simulación, el área, tanto de la célula como del soldador, tendrá el mismo tamaño (aunque en la tabla aparezca distinta relación) para simplificar el diseño.

Si nos fijamos en la relación de áreas del resto de componentes, nos damos cuenta de que, tanto la parte frontal de la sección (compuesta por la lente y el cristal protector), como el módulo (alúmina, adhesivos, fibra de carbono y panel de abeja), comparten los

mismos tamaños de área. Esto se debe a que se toma de referencia la lente, su tamaño milimétrico y forma van a limitar el estudio a todo lo que haya dentro de su contorno, arrastrado hacia el resto de componentes

3.2.1.3. PROPIEDADES DE MATERIALES.

A continuación, se añaden las propiedades de los materiales. Ansys Mechanical funciona de modo que es posible asociar un material o bien presente en su propia biblioteca o bien creado manualmente (este será el método empleado), a una o varias piezas de la geometría.

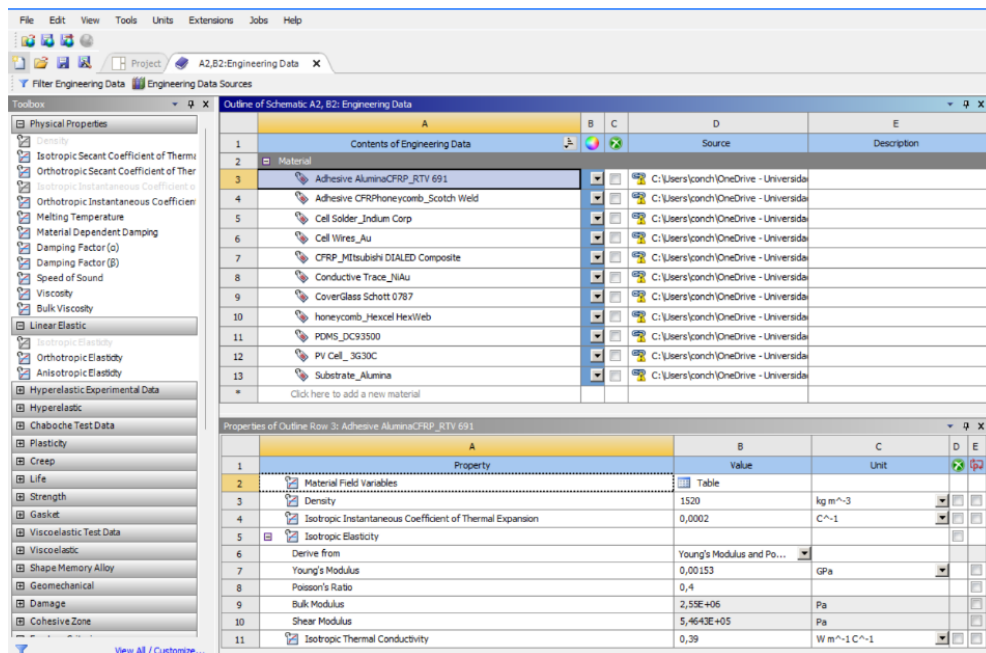


Ilustración 14 Menú de materiales en Ansys

Es posible crear un material con las propiedades que mejor se ciñan a la simulación a la que deseemos someter a la geometría. Para ello, en la pantalla principal de Ansys Mechanical, se accederá a la sección de Engineering Data. De entre las propiedades utilizadas podremos encontrar la densidad; para el análisis térmico, los coeficientes de expansión térmica, calor específico y conductividad térmica; y para el análisis elástico, se introducirán el Módulo de Young y el coeficiente de Poisson. En algunos casos, como en las capas de CFRP y en el honeycomb, los materiales no son isotrópicos, por lo tanto, habrá que definirlos de forma distinta. Esta combinación de propiedades nos va a permitir realizar el análisis termo-mecánico mediante el modelado por elementos finitos.

A continuación, se adjuntan unas tablas con los valores de los materiales que intervienen en el modelo.

Material	Densidad [kg/m^3]	CTE [$1/K$]	E, Módulo de Young [GPa]	μ , coeficiente Poisson	Conductividad Térmica [$W/m \cdot K$]	Calor específico [$J/(kg \cdot K)$]	Referencias
Vidrio protector de borosilicato, dopado con Cerio	2510	$6.8 \cdot 10^{-6}$	70	0.216	1.05	669	Density: [7] CTE: [7] E: [7] u: [7] Conductivity: [16] Specific Heat: [17]
Lente	1030	$3 \cdot 10^{-4}$	0.00184	0.495	0.146	867	Density: [18] CTE: [18] E: [19] u: [19] Conductivity: [18] Specific Heat: [11]
Célula fotovoltaica	6000	$6.1 \cdot 10^{-6}$	103	0.28	56.8	310	Density: [18] CTE: [18] E: [18] u: [18] Conductivity: [18] Specific Heat: [11]
Soldador de la célula	7430	$2.14 \cdot 10^{-5}$	171.9	0.33	61	234	Density: [20] CTE: [20] E: [20] u: [20] Conductivity: [20] Specific Heat: [20]
Cables de la célula	19340	$1.44 \cdot 10^{-5}$	77.2	0.42	315	128	Density: [21] CTE: [21] E: [21] u: [21] Conductivity: [21] Specific Heat: [21]
Pista	8900	$1.64 \cdot 10^{-5}$	110	0.343	483	380	Density: [22] CTE: [22] E: [22] u: [22] Conductivity: [22] Specific Heat: [22]
Sustrato	3900	$6.7 \cdot 10^{-6}$	370	0.2	34.7	800	Density: [23] CTE: [23] E: [23]

							u: [23] Conductivity: [23] Specific Heat:
Adhesivo: Alúmina- CFRP	1520	$2 \cdot 10^{-4}$	0.00153	0.49	0.39	1500	Density: [10] CTE: [10] E: [18] u: estimated on rubber behaviour Conductivity: [18] Specific Heat: estimated
Adhesivo: CRFP- Panel de abeja de aluminio	1120	$9 \cdot 10^{-5}$	1.11	0.34	0.166	1500	Density: [24] CTE: [24] E: [24] u: [24] Conductivity: [24] Specific Heat: estimated

Tabla 3. Propiedades isotópicas.

El Honeycomb y el CFRP son materiales con propiedades anisótropas. Gracias al artículo [25], podemos calcular las propiedades en los tres ejes:

Material	Densidad [kg/m^3]	CTE [1/K]	E, Módulo de Young [GPa]	μ , coeficiente Poisson	Conductividad Térmica [$W/m \cdot K$]	Calor específico [$J/(kg \cdot K)$]	Referencias
Panel de abeja de aluminio	16	$X = 2.2 \cdot 10^{-5}$ $Y = 2.2 \cdot 10^{-5}$ $Z = 2.25 \cdot 10^{-5}$	103.4 $X = 103.4$ $Y = 103.4$ $Z = 46.9$	$X = 1$ $Y = 1$ $Z = 0$	$X = 0.68$ $Y = 0.68$ $Z = 0.68$	904	Density: [26] CTE: [26] E: [26] Conductivity: [25] Specific Heat: [25]
CFRP	1700	$X = 9 \cdot 10^{-7}$ $Y = 9 \cdot 10^{-7}$ $Z = 9 \cdot 10^{-6}$	$X = 320$ $Y = 320$ $Z = 5.17$	$X = 0.25$ $Y = 0.25$ $Z = 0.00625$	$X = 115$ $Y = 115$ $Z = 1.2$	1044	Density: [27] CTE: [27] E: [27] Conductivity: [27] Specific Heat: [28]

Tabla 4. Propiedades anisótropas.

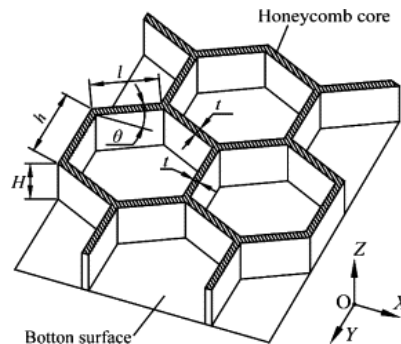


Ilustración 15 Representación del panel de abeja

Estas son las fórmulas aplicadas:

$$\left\{ \begin{array}{l} E_{cx} = \frac{4\sqrt{3}}{3} E_s \left(\frac{t}{l}\right)^3 \left[1 - 3\left(\frac{t}{l}\right)^2\right], \\ E_{cy} = \frac{4\sqrt{3}}{3} E_s \left(\frac{t}{l}\right)^3 \left[1 - \frac{5}{3}\left(\frac{t}{l}\right)^2\right], E_{cz} = \frac{2}{\sqrt{3}} E_s \left(\frac{t}{l}\right), \\ G_{cxy} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_s \left(\frac{t}{l}\right)^3, G_{cxz} = G_{cyz} = \frac{\sqrt{3}}{3} G_s \left(\frac{t}{l}\right), \\ \mu_1 = \left[1 - \left(\frac{t}{l}\right)^2\right] \left[1 - 3\left(\frac{t}{l}\right)^2\right], \\ \mu_2 = \left[1 - \left(\frac{t}{l}\right)^2\right] \left[1 - 5\left(\frac{t}{l}\right)^2\right], \\ \mu_3 = 0, \quad \rho_c = \frac{2}{\sqrt{3}} \rho_s \left(\frac{t}{l}\right) \end{array} \right. \quad (34)$$

E_{cx} , E_{cy} y E_{cz} son los módulos elásticos. G_{cxz} , G_{cxy} y G_{cyz} , los módulos de esfuerzos cortantes. μ_1 , μ_2 y μ_3 coeficientes de Poisson. ρ_c , la densidad equivalente. [28]

Por otro lado, E_s y G_s , los módulos de elasticidad y esfuerzos cortantes del material, respectivamente, y ρ_s es la densidad. El material que vamos a utilizar para el Honeycomb es el Al 5056, de tamaño de celda de 3/8 pulgadas.

Es importante mencionar que estas fórmulas surgen de la necesidad de encontrar unas propiedades que sirvan para el tamaño de la sección que estamos estudiando. La sección del hexágono del panel de abeja es mucho más grande que el hexágono de la lente.

Como se ha mencionado anteriormente, en el análisis térmico cuenta con dos métodos de transmisión del calor. En las propiedades mencionadas en el párrafo anterior y en la tabla no aparecen las correspondientes a la radiación. Las emisividades de cada material serán introducidas en el sistema de modelado, en el apartado "Radiation", ya que es necesario asignar las emisividades a las superficies de cada capa en la geometría.

También hay que comprobar que los materiales tienen un índice de humedad bajo, para evitar cualquier corrosión que pueda interferir en su función o estropear la pieza. Se trata del Límite de Humedad Transportable (TML, Transportable Moisture Limit). Esta información de cada material se puede consultar en una base de datos online proporcionada por la ESA [29]. No solo hace referencia a la humedad, sino al desprendimiento de cualquier gas (desgasificación) susceptible de provocar las mismas consecuencias que las mencionadas aguas arriba en este párrafo.

Habiendo completado la lista de materiales, es el momento de asociar los materiales a cada capa. Para ello se accederá al Modelado y en la sección de “Materiales” será posible asignar cada material creado a la/las correspondientes capas de la geometría.

3.2.1.4. MALLADO

Una vez importada la geometría, en Ansys Mechanical, el siguiente paso consiste en elaborar un modelo de mallado que permita una correcta simulación. El análisis por elementos finitos consiste en la elaboración de un sistema de mallado compuesto por pequeñas células, dispuestas de forma en que sean capaces de transmitir las temperaturas, esfuerzos, desplazamientos o a lo que se requiera dentro de la simulación.

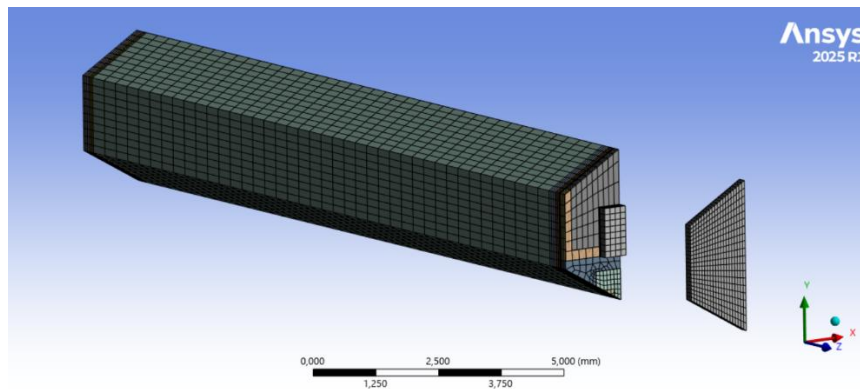


Ilustración 16 Mallado general

Existen varios métodos de mallado, en ellos Ansys ofrece distintas geometrías que se pueden ajustar de mejor o peor manera a la geometría que hayas importado. En este caso se ha utilizado un método de mallado de células hexaédricas, o lo que es lo mismo, poliedros de seis caras. Lo que se aconseja para este tipo de células es que cuanto más se acerquen a un cubo perfecto mejor será la transmisión de información entre estas. Pero lo que es aún más importante es que se consiga que, entre las piezas de la geometría, coincidan las aristas de las células, para una mejor transmisión de la información.

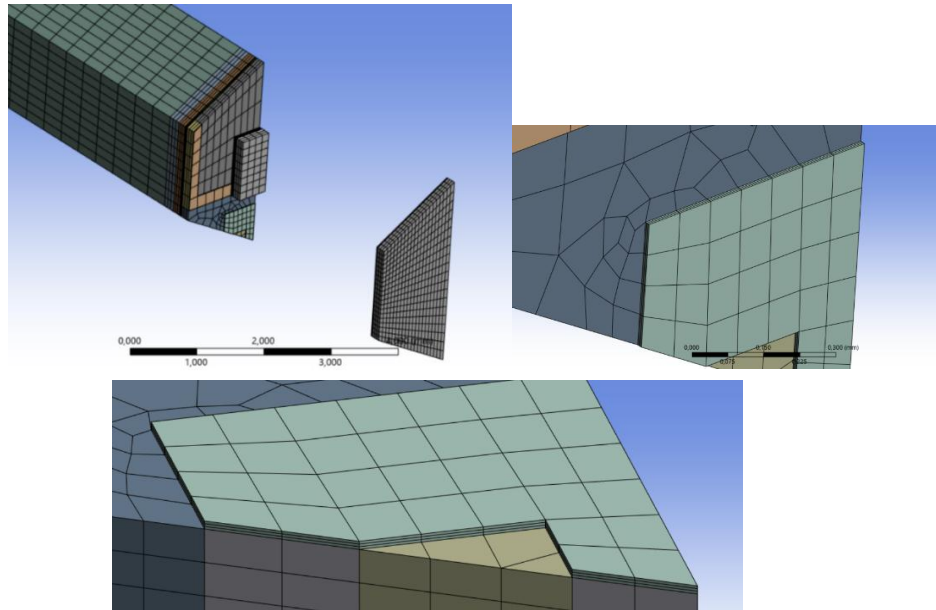


Ilustración 17 Mallado. Unión de celdas.

En las imágenes se puede observar cómo se han ido ajustando las células, uniendo los mallados que no eran del todo lineales y forzándolos a obtener un orden para poder asociarse a los elementos adyacentes. Para ello se han utilizado las herramientas de Face Meshing, la cual ayuda a obtener mallado que se adaptan a las superficies que dejaban resultados un poco más comprometidos, como es el caso del Conductive Trace. Por otro lado, la herramienta más usada, por norma general, sería la de Sizing. En ella se puede declarar el número de elementos, o el tamaño de las células pudiendo insertar la medida exacta que deseamos o, también, el número de divisiones en las aristas. Esto último es muy útil para poder ajustar los elementos manualmente y conseguir las coincidencias deseadas que se han mencionado antes. También, para poder declarar que en el espesor haya, como mínimo, tres células que puedan transmitir la información de forma óptima a las siguientes piezas (esto es lo recomendado).

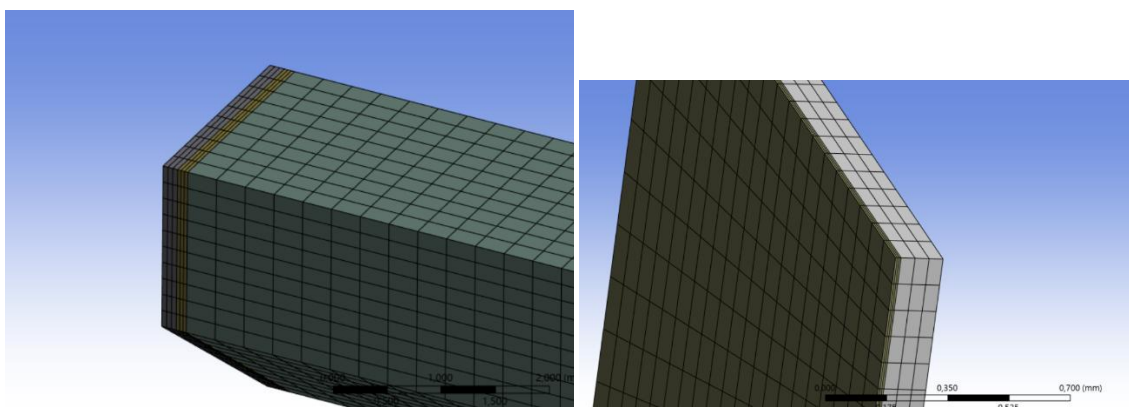


Ilustración 18 Mallado. Ajuste.

Cabe comentar que el método de mallado siempre se puede mejorar utilizando otros métodos posibles. Se comentará en la sección de Conclusiones como posible mejora para trabajos futuros.

3.2.1.5. SISTEMA DE MODELADO.

En esta simulación, donde queremos estudiar el análisis térmico y las deformaciones y tensiones generadas por las variaciones térmicas, habrá que elegir dos sistemas de análisis.

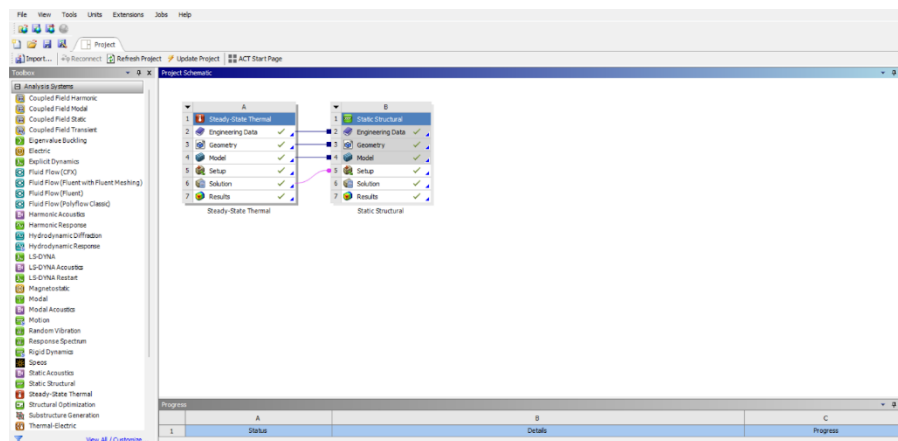


Ilustración 19 Ansys Mechanical. Menú principal.

Los dos sistemas serán, por un lado, el *Steady-State Thermal*, mediante el cual podremos aplicar las cargas térmicas, establecer la temperatura ambiente e insertar propiedades de emisividad a las superficies que deseemos; y, por otro lado, el *Static Structural*, que como se ha mencionado en el párrafo anterior, servirá para estudiar las consecuencias de todas las cargas térmicas en la geometría.

Ambos sistemas, como se ve en la imagen, están relacionados. Esto se consigue arrastrando el *Static Structural* encima del *Steady State Thermal*. Haciendo esto, se consigue que compartan los mismos *Engineering Data*, *Geometry* y *Model*. Además, la solución generada en el análisis térmico, se importará al *Setup* del análisis elástico para que pueda ser usado automáticamente.

Análisis térmico:

A continuación, editamos el modelo del análisis térmico.

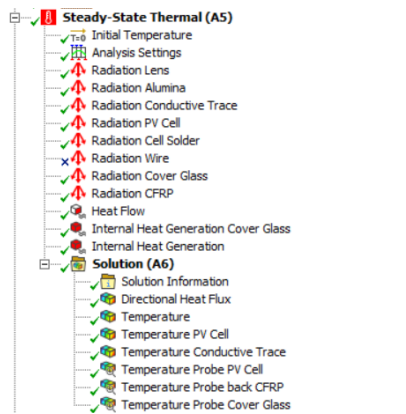


Ilustración 20 Sistema de modelado térmico.

Se definen las cargas térmicas, Internal Heat Generation y Heat Flow en los volúmenes de la lente, el vidrio protector, la célula solar y el CFRP.

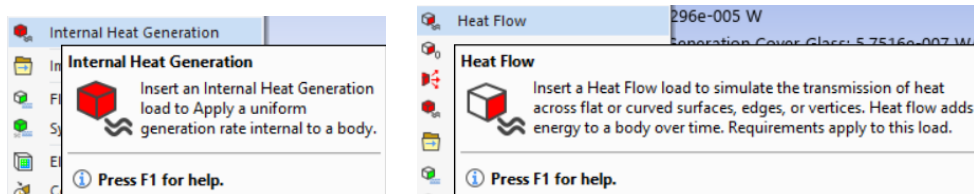


Ilustración 21 Cargas térmicas.

En cuanto a la radiación, en el Cover Glass y en el CFRP se aplica un valor de emisividad que radie hacia el ambiente. La temperatura que se declara en este caso es de 3K, ya que el espacio profundo va a servir de sumidero de calor, absorbiendo calor y ayudando a refrigerar la pieza.

Objetos	Emissivity	Radiation Type
Vidrio protector [7]	0.86	Ambient (3K)
Lente [30]	0.95	Surface to Surface (Perfect Enclosure)
Célula fotovoltaica [31]	0.85	
Pista [32]	0.08	
Sustrato [32]	0.6	
CFRP [33]	0.75	Ambient (3K)

Tabla 5 Emisividades materiales

Para el resto de elementos, interesa aplicar un tipo de radiación Surface to Surface (Superficie a Superficie) y forzar al programa a que forme un recinto cerrado perfecto (Perfect Enclosure). Declarar un tipo de cercado abierto no correspondería con

una simulación demasiado cercana a la realidad porque el calor generado dentro de la cavidad escaparía fácilmente. En nuestro caso, este espacio no estaría en contacto directo con la temperatura ambiente ya que la célula está rodeada de cientos de iguales que están siendo sometidas a las mismas cargas térmicas.

Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Face
Definition	
Type	Radiation
Correlation	Surface to Surface
<input checked="" type="checkbox"/> Emissivity	0,8 (step applied)
<input type="checkbox"/> Enclosure	1,
Enclosure Type	Perfect
Suppressed	No

Ilustración 22 Detalle factores de visión.

Fue clave para el desarrollo del trabajo comprender cómo modelar esta parte. Hizo falta “partir” la geometría en distintas partes respetando, en cada pieza, la geometría que tenía delante. Esto se entiende mejor comprendiendo cómo funciona la radiación en el programa.

Cuando se aplica la radiación en un Perfect Enclosure, hay que asegurarse de que las superficies seleccionadas se están enfrentando, de forma opuesta, a las otras superficies que están radiando.

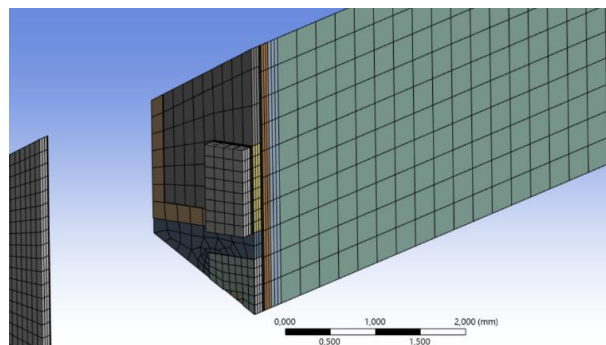


Ilustración 23 Vista cavidad cerrada.

Se puede observar que detrás de las superficies de Conductive Trace y del PV Cell hay un cambio de color (gris y amarillo, respectivamente) en la sección del sustrato. Si no se hubiese hecho ese corte, siguiendo las proyecciones que tienen delante, las dos superficies (para el programa) estarían recibiendo radiación desde dos direcciones distintas, la proveniente de la lente y la de la Alúmina, esto es lo que generaría error. La otra opción era declarar el recinto como abierto. La forma de sortear el problema fue “recortar” las piezas, pero posteriormente asegurarse de que todas estaban unidas (con el método de unión Bonded) garantizando que se comportan como un sólido uniforme.

Para terminar de hacer que la información se transmitiese correctamente dentro de las piezas que se cortaron, hubo que asegurarse de que hubiese un mallado perfecto. Se consiguió haciendo coincidir las celdas mediante los métodos de mallado.

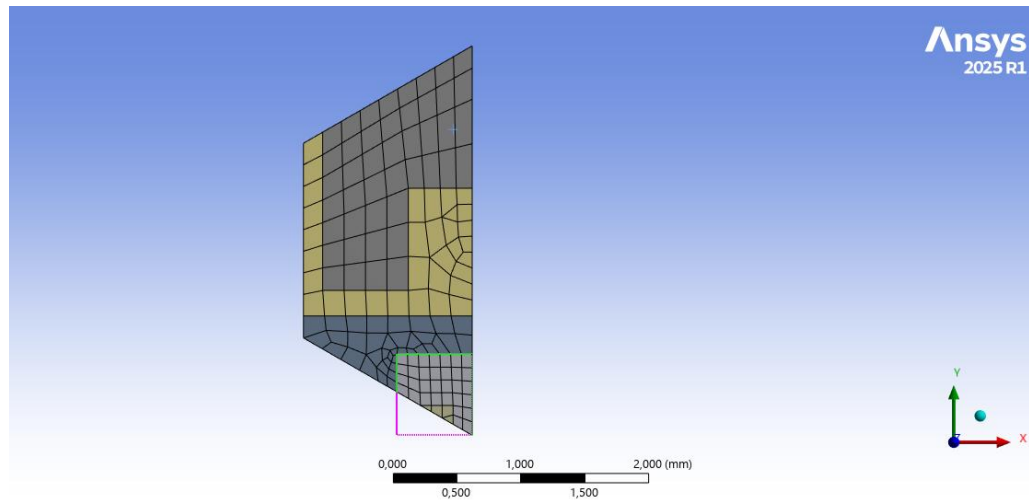


Ilustración 24 Mallado del sustrato

Por último, se aplicaron las herramientas para poder observar los resultados obtenidos: temperaturas, probetas flujo térmico, de radiación, etc. Esto ya forma parte de la solución del análisis térmico.

Análisis mecánico:

Después del anterior análisis, ya se pueden importar los resultados. Estos son las cargas térmicas, al modelo mecánico.

Como en la pantalla principal de Ansys Workbench ya se unió el *Static Structural* al *Steady-State Thermal*, este análisis va a aparecer a la izquierda de la pantalla del modelo. Además, basta con hacer click en actualizar las cargas térmicas importadas (Imported Load) para que las temperaturas se importen automáticamente. También es posible aplicar una temperatura cuerpo a cuerpo manualmente.

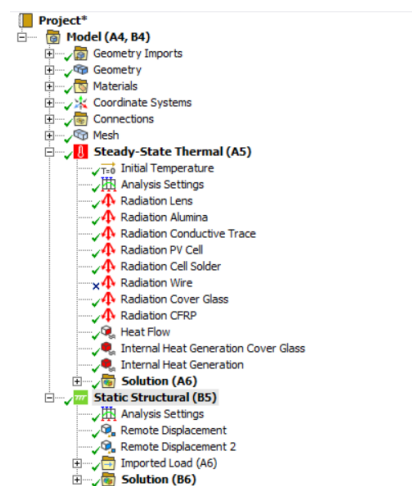


Ilustración 25 Sistemas térmico y mecánico.

En este sistema de análisis tendremos la capacidad de averiguar cuáles son las deformaciones producidas en la pieza, la deformación unitaria y las tensiones

generadas en cada parte. Al igual que en el anterior análisis, se utilizaron herramientas que nos posibilitaron pintar los resultados en tablas y gráficas.

3.3. CONDICIONES DE CONTORNO.

Un paso primordial en la elaboración de este tipo de estudios es establecer unas condiciones de contorno precisas. Esto es así porque en el espacio no hay margen de error, tiene que estar cada elemento y operación diseñados bajo el más mínimo detalle. Cualquier acción pasada por alto o simplificación indebida supondrá un fallo que puede costar bastante caro. A nivel humano (en caso de ser una nave tripulada) y a nivel material.

El objetivo de este apartado es encontrar unas bases sobre las que poder asentar el análisis, que, a su vez, afectará de forma directa al diseño de la placa fotovoltaica.

La misión se encontrará con las condiciones extremas del espacio profundo y con las órbitas de planetas cercanos al Sol. En el espacio profundo, la temperatura es cercana al cero absoluto, se trata de apenas $3K$. Esta temperatura tan baja, por un lado, someterá al panel a temperaturas extremadamente baja, pero, por otro lado, servirá de sumidero de calor para toda potencia térmica generada en el satélite, esto es una ventaja ya que servirá como método de refrigeración pasivo.

En las órbitas de los planetas, la placa fotovoltaica se enfrentará también a temperaturas extremas. En los planetas alejados del Sol las temperaturas serán bajas, sin embargo, en los más cercanos a este, las temperaturas subirán drásticamente. Para evaluar, todos los casos posibles habrá que recopilar información sobre la temperatura media de las órbitas. Temperaturas en la siguiente tabla [34]:

Planetas	Temperatura [K]
<i>Venus</i>	231,7
<i>Tierra</i>	255,0
<i>Júpiter</i>	110,0
<i>Saturno</i>	81,1

Tabla 6 Temperatura planetas.

La temperatura de los planetas y la radiación infrarroja que llega al satélite está condicionada por la distancia al Sol. Se puede averiguar la constante solar, G_{solar} a cierta distancia $d = d_{sc-s}$, para una distancia distinta a la Unidad Astronómica, $1 au$, correspondiente a la distancia entre el Sol y la Tierra, $d_{E-S} (\approx 149.6 \cdot 10^6 km)$.

$$G_{sola}(d_{sc-s}) = G_{solar}(1 \text{ au}) \cdot \left(\frac{d_{E-S}}{d_{sc-S}}\right)^2 \quad (35)$$

Sabiendo el valor $G_{solar}(1 \text{ au}) = 1366.1 \text{ W/m}^2$ y las distancias de los planetas al Sol: podemos hallar los valores de las constantes solares:

Planetas	d [au]	$G_{solar}(d_{sc-s})$ [W/m^2]
Venus	0.723	2638.31
Tierra	1	1367
Júpiter	5.173	50.579
Saturno	9.536	15.037

Tabla 7 Unidad astronómica y constante solar

Estos valores se aplicarán en las ecuaciones de las cargas térmicas más tarde en el modelado.

Además, cabe definir dos puntos más. De nuevo, hay que mencionar las formas de transmisión de calor, ya que están influidas por las condiciones de contorno. El vacío hace que no exista la transferencia de calor por convección, no existe fluido alguno que permita este tipo de transmisión. Por tanto, solo habrá conducción (entre los componentes de la placa solar que están en contacto) y radiación (entre los componentes en la cavidad que encierra a la célula y la procedente del espacio).

El segundo punto está relacionado con la radiación proveniente del espacio y la trayectoria del satélite en la órbita de cada planeta. Se analizarán los tres peores escenarios y en cada uno hará falta aplicar una combinación de cargas distinta. Cada uno se nombra dependiendo de con qué estén intercambiando calor mediante radiación:

1. Sol + Espacio + Planeta (Albedo).

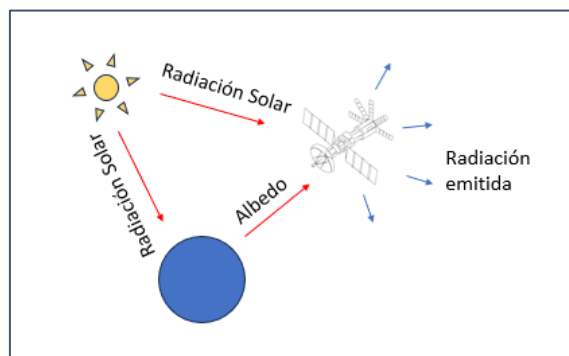


Ilustración 26

2. Sol + Espacio.

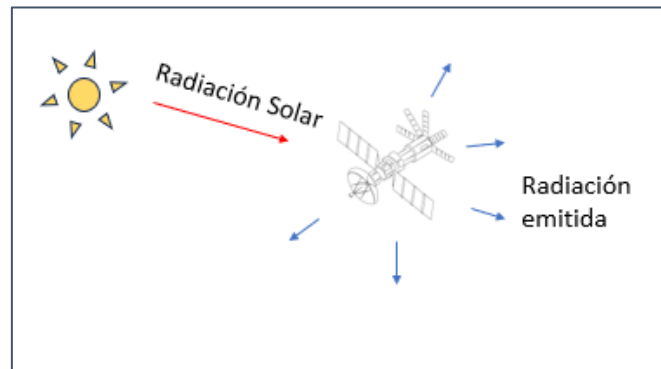


Ilustración 27

3. Eclipse → Espacio + Planeta (Albedo).

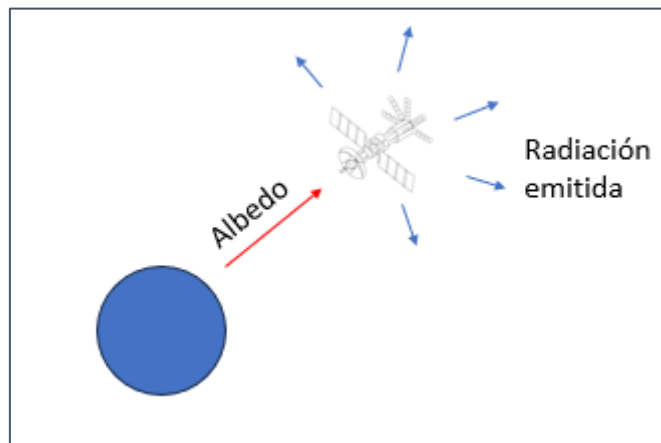


Ilustración 28

Recordamos que el Albedo es la fracción de la radiación (proveniente del Sol) que llega al planeta y se refleja.

Recordando lo explicado en los fundamentos teóricos, todo cuerpo emite radiación. La emitida por el planeta no se tendrá en cuenta en este estudio por ser de un orden de magnitud muy bajo respecto al resto de cargas térmicas incidentes en el satélite.

Capítulo 4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

4.1. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

A continuación, se expondrán los resultados de análisis termo-mecánico obtenidos en los distintos posibles escenarios de la misión comentados anteriormente. Se hará especial hincapié en los valores relacionados con la lente, la célula fotovoltaica y el vidrio protector, ya que son piezas clave de la misión de los paneles solares con micro ópticas.

Esta sección se dividirá en cuatro apartados diferentes, uno por cada planeta en la que se prevé que la nave pase cerca (Saturno, Venus, Tierra y Júpiter), aprovechando sus órbitas. A su vez, dentro de cada apartado, se podrán encontrar las tres distintas situaciones previstas de la nave dentro de la órbita de cada planeta. En cada una de ellas aparecerán los valores más destacables del estudio.

Las simulaciones han sido realizadas en diez pasos, aplicando un segundo a cada paso, obteniendo así diez valores. Los resultados que se reflejarán en las siguientes páginas serán los correspondientes al último segundo de la simulación, momento en el cual las gráficas y los valores están más estabilizados.

OBSERVACIONES PREVIAS:

En el estudio de los cuatro planetas se han aplicado las mismas tres situaciones, recordamos cuáles son:

1. Sol + Espacio + Albedo: Las cargas aplicadas serán Internal Heat Generation, a partir de ahora IHG, a las capas de Cover Glass y Lens; y, por otro lado, Heat Flow, HF, a PV Cell y CFRP.
2. Sol + Espacio: En este caso, IHG a Cover Glass y Lens; y el HF solo al PV Cell
3. Espacio + Albedo: La carga térmica aplicada será únicamente en la parte trasera, a la capa de CFRP expuesta al espacio. Por tanto, se aplica el HF a esa cara.

En todos los casos, tanto en la situación 1, como en la 2, le puede observar la misma forma de transmisión de calor. Esta sucede en el sentido desde el vidrio protector hasta la capa última, la expuesta al espacio, el CFRP.

Sin embargo, en el caso 3, la distribución cambia. Esto es debido a que la única carga térmica que interviene es el Albedo, el cuál viene desde la capa de CFRP. Es decir, ahora el sentido de la transmisión de calor es al revés. La última sección que se calienta es la formada por la lente y el vidrio protector.

Vamos a echar un vistazo también a la transmisión de calor entre las distintas capas. Se puede apreciar cómo (entre la pista y la célula), se forma una “fotografía” de la capa inmediatamente anterior, para el caso 1 y 2. Por otro lado, si nos fijamos en el sustrato, la marca más significativa es la del contorno de la célula, fuera de ese contorno se puede apreciar un poco de sombra pintada en la alúmina, pero de forma mucho menos significativa. En las imágenes se puede apreciar que el gradiente de temperaturas dentro de una misma capa no es muy elevado, pero nos ayuda a entender la manera en la que el calor va avanzando y transmitiendo.

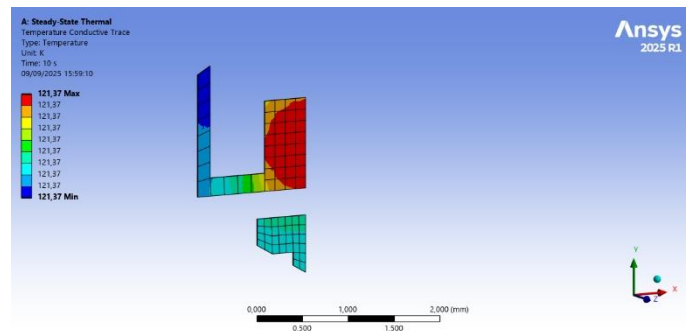
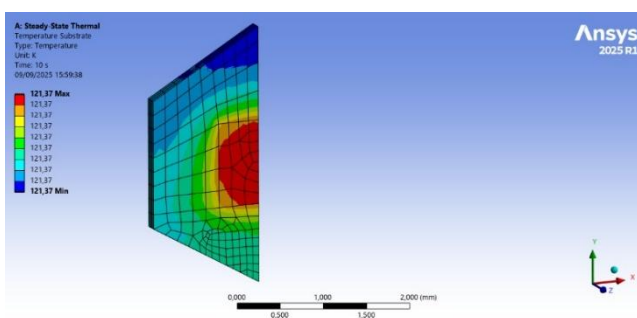


Ilustración 29 Temperaturas en sustrato y pista.

Un fenómeno que se repite en los tres casos es que la lente y el vidrio protector van a recibir calor, mediante radiación, proveniente del módulo. En los casos 1 y 2, sobre

todo de la célula, ya que es donde se está concentrando todo el calor. Va a ser mayor el calor recibido de la célula que el recibido desde el Sol.

A continuación, una imagen de una simulación (no del todo realista y con cargas térmicas exageradas) en la que se aprecia la distribución de temperaturas en cada parte. Podemos ver como la lente (de color amarillo verdoso) es la que recibe calor y, al mismo tiempo está concentrando la carga térmica recibida en la célula (color rojo intenso).

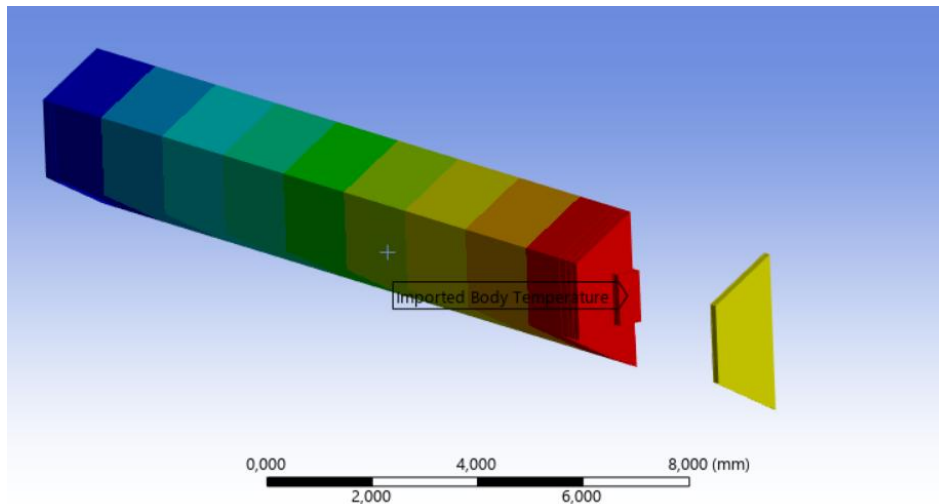


Ilustración 30 Gradiente de temperaturas.

Si se sigue avanzando hacia el CFRP (azul intenso) de la cara trasera vemos cómo la temperatura va disminuyendo, o más bien, cómo se iría refrigerando gracias a esta capa que está apuntado hacia los 3K del espacio profundo.

Como ya se ha mencionado, es una imagen exagerada porque en la simulación toda la pieza desde la célula (el módulo) elevará mucho la temperatura pintando todas las secciones de color rojo, pero nos ayuda a comprender cómo se transmite el calor en la placa fotovoltaica.

En cuanto a las deformaciones unitarias, se va a poder apreciar que en la lente se ha producido una mayor deformación, debido a su CTE. Tanto en célula como en lente las mayores deformaciones ocurren en la sección libre, que no está limitada por la unión a otra capa.

Por último, refiriéndonos a las tensiones, observamos que, tanto en la célula como en la lente, las zonas de mayor estrés serán las más cercanas al siguiente material al que están pegadas. La diferencia de CTE de los materiales es la responsable. Los materiales, aunque estén pegados, no se van a comportar de la misma forma.

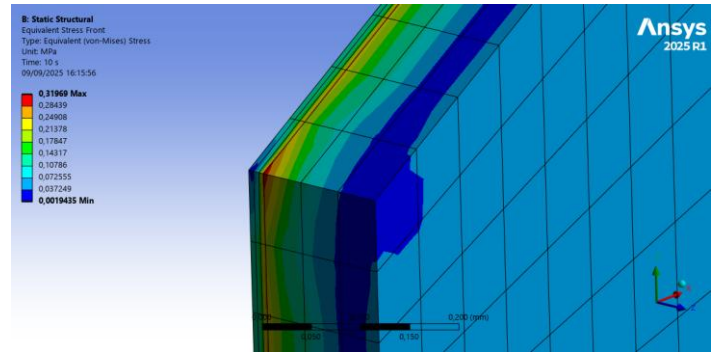
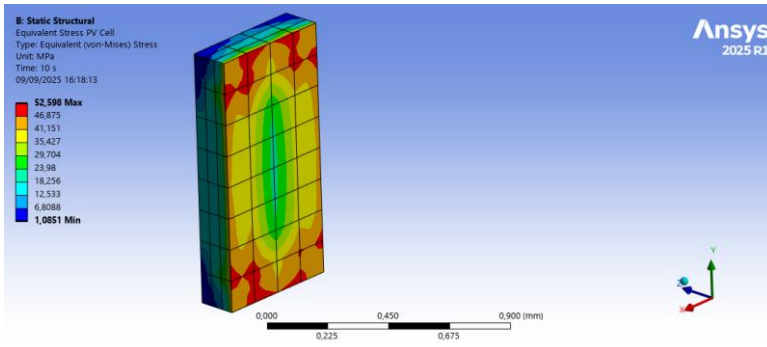


Ilustración 31 Tensión de célula y lente-vidrio.

4.1.1. SATURNO

Análisis Térmico

Las condiciones de contorno y cargas térmicas aplicadas al modelo:

Temperatura [K]	100
IHG – Vidrio protector [W/mm^3]	$5.7516 \cdot 10^{-7}$
IHG - Lente [W/mm^3]	$4.345 \cdot 10^{-7}$
HF - Célula [W]	$3.5296 \cdot 10^{-5}$
HF - CFRP [W]	$1.8711 \cdot 10^{-7}$

Tabla 8 Cargas térmicas Saturno.

Por la distancia que hay respecto del Sol, el orden de magnitud aplicado es muy bajo en el vidrio protector, lente y CFRP. En la célula, aumenta en dos el orden de magnitud de la potencia térmica recibida, comparada con la del CFRP, la cual sería parecida a la de las dos capas superiores.

La temperatura ambiente para los casos 1 y 2 fue de 100 K y para el caso 3, de 35 K. Recordamos que la temperatura en las condiciones de contorno era de 81.1 K, pero estas fueron las temperaturas para las que se alcanzó la estabilidad en las gráficas de las simulaciones.

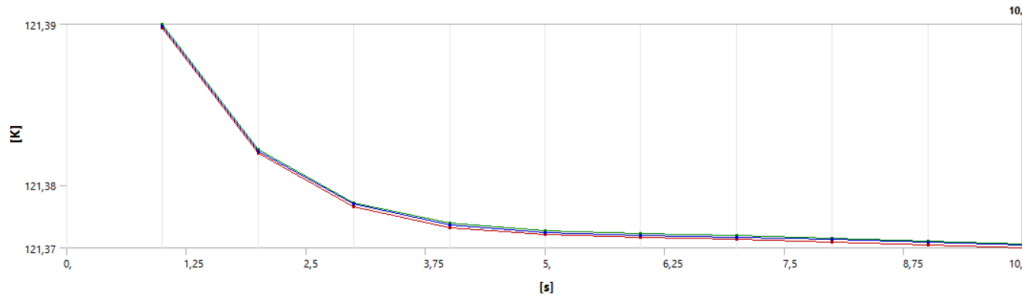


Ilustración 32 Gráfica estabilizada para 100 K en la célula.

Temperaturas:

Temperatura [K]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	99,3	99.1	26.6
Vidrio	99,3	99.1	26.6
Célula	121.4	121.2	32.6

Tabla 9 Temperaturas Saturno.

En la siguiente imagen se puede apreciar que todo el módulo, desde la célula hasta el CFRP, tiene una temperatura estable, más caliente que la lente y el cristal protector.

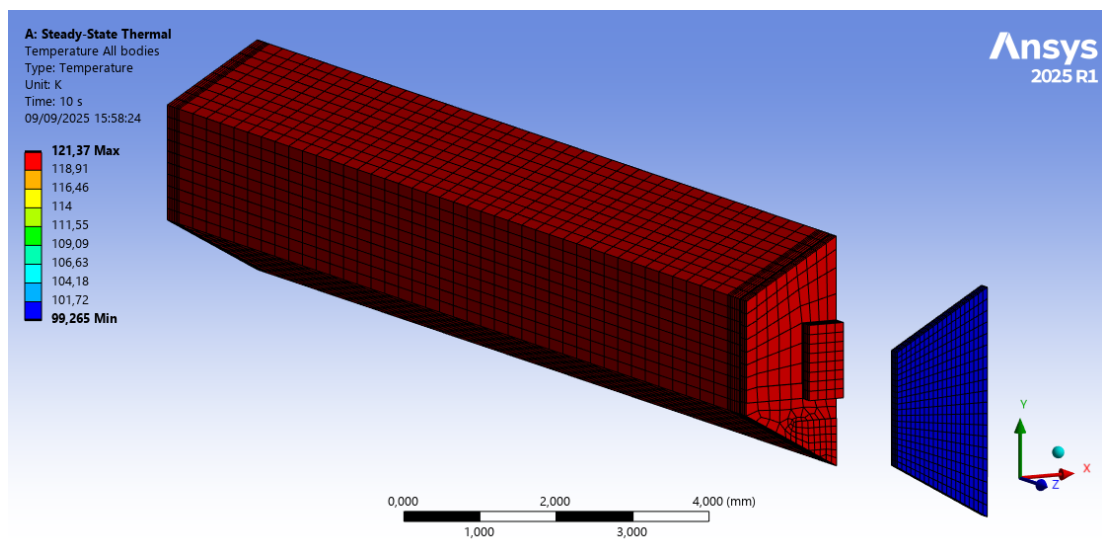


Ilustración 33 Temperaturas módulo y frontal.

Y, a continuación, las imágenes muestran la distribución de temperaturas en distintas capas. Esta representación nos sirve para entender cómo fluye el calor de una pieza a otra y su distribución dentro de las mismas, pero si vemos los valores de las temperaturas vemos que no hay mucha variación.

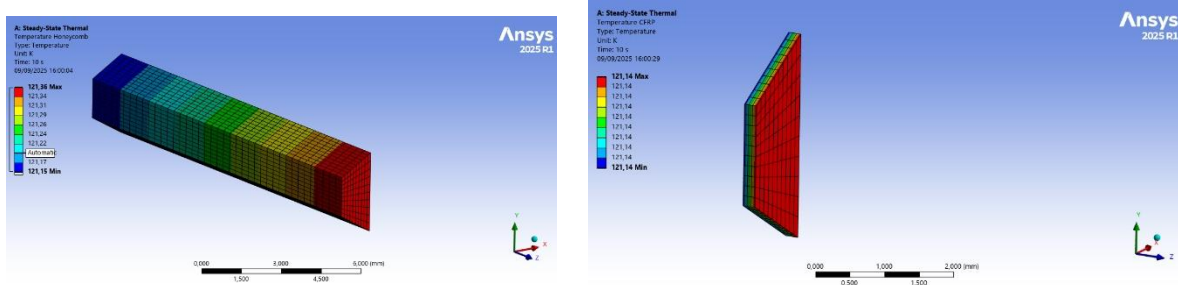


Ilustración 34 Temperaturas en panel de abeja y CFRP

Radiación Neta Saliente (ONR, Outgoing Net Radiation): En un objeto, es la obtenida al realizar la operación de sumar la radiación emitida y la reflejada y restar la incidente.

Estos son los resultados obtenidos para los cuerpos de la geometría que formaban el recinto cerrado en la simulación.

ONR [W]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$-1.399 \cdot 10^{-5}$	$-1.392 \cdot 10^{-5}$	$-7.3838 \cdot 10^{-8}$
Célula	$3.127 \cdot 10^{-6}$	$3.11 \cdot 10^{-6}$	$1.6503 \cdot 10^{-8}$
Pista	$2.251 \cdot 10^{-7}$	$2.2397 \cdot 10^{-7}$	$1.1866 \cdot 10^{-9}$
Sustrato	$4.52 \cdot 10^{-6}$	$4.496 \cdot 10^{-6}$	$2.3856 \cdot 10^{-8}$

Tabla 10 ONR Saturno.

Siempre negativa la ONR en la lente, por el calor recibido de la célula. En el caso 3 valores mucho más bajos que en los otros dos.

Análisis Mecánico:

En cuanto a los resultados del análisis mecánico, hay que resaltar que para estudiar las deformaciones y tensiones generadas en el satélite hay que declarar una temperatura ambiente de 298 K. Se inserta este valor porque lo que se quiere estudiar

es la deformación producida respecto a los materiales que fueron ensamblados a temperatura ambiente en la Tierra.

Deformación unitaria [mm/mm]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	0.17375 → 17.375 %	0.17386 → 17.386 %	0.23726 → 23.726 %
Vidrio	$4.4055 \cdot 10^{-6}$ → 0.0004 %	$4.4083 \cdot 10^{-6}$ → 0.0004 %	$6.0159 \cdot 10^{-6}$ → 0.0006 %
Célula	$5.7806 \cdot 10^{-4}$ → 0.057806 %	$5.7858 \cdot 10^{-4}$ → 0.05786 %	$8.6845 \cdot 10^{-4}$ → 0.086845 %

Tabla 11 Deformaciones unitarias Saturno

Como es lógico, la mayor deformación se produce en el caso en el que la temperatura es menor, con la menor carga térmica. Esto sucede porque, respecto a la temperatura ambiente a la que fueron ensamblados (298 K), la temperatura de actuación en el caso 3 (26.6 K y 32.6 K, de lente y célula respectivamente, en la tabla de temperaturas de Saturno) es la que está más alejada, produciendo la mayor deformación de los tres casos. Recordamos las fórmulas que asocian las deformación, la tensión y el gradiente de temperaturas:

$$L = L_0 \cdot CTE \cdot \Delta T \quad (27)$$

Por otro lado,

$$\epsilon = \frac{L}{L_0} \quad (28)$$

Relacionando las dos fórmulas:

$$\epsilon = CTE \cdot \Delta T \quad (29)$$

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	0.3197	0.3199	0.43656
Vidrio	0.30838	0.30858	0.42111
Célula	52.598	52.646	79.021

Tabla 12 Tensiones Saturno.

Se aplican restricciones de movimiento al vidrio para estudiar las tensiones, en este caso, de contracción:

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Vidrio	281.65	281.83	384.6

Tabla 13 Tensión vidrio fijado Saturno

Aquí ocurre lo mismo que en las deformaciones unitarias. Se observa una tendencia de mayor tensión en Lente y PV Cell en el caso 3. La tensión generada en un objeto por la deformación unitaria se puede relacionar con la siguiente fórmula:

$$\sigma = E \cdot \epsilon \quad (30)$$

Por último, relacionamos entonces las ecuaciones (30) y (31) para encontrar la influencia de la variación de temperaturas y el coeficiente de expansión:

$$\sigma = E \cdot CTE \cdot \Delta T \quad (31)$$

Vemos como, efectivamente, un mayor gradiente de temperaturas desemboca de forma directamente proporcional en una mayor tensión.

Las tensiones en el vidrio representan la contracción del material. Al tener un módulo de Young más grande las tensiones van a ser mayores. Al igual que en las anteriores piezas, la tensión va a aumentar con el grado de deformación. Con temperaturas más frías, mayor tensión.

4.1.2. VENUS

Análisis térmico:

Las condiciones de contorno y cargas térmicas aplicadas al modelo:

Temperatura [K]	240
IHG – Vidrio protector [W/mm³]	$7.6472 \cdot 10^{-5}$
IHG - Lente [W/mm³]	$1.0123 \cdot 10^{-4}$
HF - Célula [W]	$6.21 \cdot 10^{-3}$
HF - CFRP [W]	$4.5544 \cdot 10^{-3}$

Tabla 14 Cargas térmicas Venus.

Mayores cargas aplicadas a la nave respecto a la órbita de Saturno. La mayor cercanía al Sol hace que la radiación recibida sea mayor.

Temperaturas medias de operación de lente y célula:

Temperatura [K]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	430.9	383.5	327.4
Vidrio	430.7	383.4	327.4
Célula	527.7	469.4	401.4

Tabla 15 Temperaturas Venus.

Temperaturas altas, algunas rondando los 530 K, es decir, unos 260 C.

Del mismo modo, la potencia térmica será mayor. Dentro del recinto cerrado habrá una mayor transferencia térmica.

ONR [W]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$-5.0146 \cdot 10^{-3}$	$-3.1328 \cdot 10^{-3}$	$-1.6876 \cdot 10^{-3}$
Célula	$1.1229 \cdot 10^{-3}$	$7.018 \cdot 10^{-4}$	$3.7726 \cdot 10^{-4}$
Pista	$8.0805 \cdot 10^{-5}$	$5.0339 \cdot 10^{-5}$	$2.7047 \cdot 10^{-5}$
Sustrato	$1.6165 \cdot 10^{-3}$	$1.0094 \cdot 10^{-3}$	$5.4527 \cdot 10^{-4}$

Tabla 16 ONR Venus.

Análisis Mecánico:

Deformación unitaria [mm/mm]	Caso 1	Caso 2	Caso 3

Lente	0.11623 → 11.623 %	$7.475 \cdot 10^{-2}$ → 7.475 %	$2.5724 \cdot 10^{-2}$ → 2.5724 %
Vidrio	$2.955 \cdot 10^{-6}$ → 0.0003 %	$1.9003 \cdot 10^{-6}$ → 0.0002 %	$6.549 \cdot 10^{-6}$ → 0.00065 %
Célula	$7.5188 \cdot 10^{-4}$ → 0.0752 %	$5.6089 \cdot 10^{-4}$ → 0.0561 %	$3.3849 \cdot 10^{-4}$ → 0.0338 %

Tabla 17 Deformaciones unitarias Venus.

Deformaciones unitarias no excesivamente altas, una vez más, siendo mayores en la lente que en la célula.

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	0.21386	0.13754	$4.7332 \cdot 10^{-2}$
Vidrio	0.20685	0.13302	$4.5843 \cdot 10^{-2}$
Célula	68.409	51.029	30.8

Tabla 18 Tensiones Venus.

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Vidrio	188.25	121.07	41.645

Tabla 19 Tensión vidrio fijado Venus

Aquí, el caso en el que se genera mayor estrés va a ser en el primero, donde las temperaturas más altas van a estar más alejadas a la temperatura de los materiales durante el ensamblaje.

Mucha mayor deformación en el vidrio, otra vez, pero en este caso por la dilatación que sufre. En el primer caso se da la mayor tensión.

4.1.3. TIERRA

Análisis térmico:

Las condiciones de contorno y cargas térmicas aplicadas al modelo:

Temperatura [K]	255
IHG – Vidrio protector [W/mm³]	$5.1266 \cdot 10^{-5}$
IHG - Lente [W/mm³]	$3.873 \cdot 10^{-5}$
HF - Célula [W]	$3.224 \cdot 10^{-3}$
HF - CFRP [W]	$1.0908 \cdot 10^{-3}$

Tabla 20 Cargas térmicas Tierra.

Temperaturas medias de operación de lente y célula:

Temperatura [K]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	340.2	318.6	231.4
Vidrio	340.1	318.5	231.3
Célula	416.3	389.7	283.7

Tabla 21 Temperaturas Tierra.

En la órbita de la Tierra, también temperaturas altas, alcanzando una máxima en la célula de 416.3 K o, lo que es lo mismo, 143 C . Temperatura muy alta dentro de la cavidad cerrada. Es destacable el salto térmico de casi 200 K entre los dos primeros casos y el caso 3.

Radiación Neta Saliente (Outgoing Net Radiation):

ONR [W]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$-1.94 \cdot 10^{-3}$	$-1.4869 \cdot 10^{-3}$	$-4.2099 \cdot 10^{-4}$
Célula	$4.3426 \cdot 10^{-4}$	$3.3289 \cdot 10^{-4}$	$9.411 \cdot 10^{-5}$
Célula	$3.1093 \cdot 10^{-5}$	$2.3788 \cdot 10^{-5}$	$6.7524 \cdot 10^{-6}$
Sustrato	$6.2577 \cdot 10^{-4}$	$4.7953 \cdot 10^{-4}$	$1.3602 \cdot 10^{-4}$

Tabla 22 ONR Tierra.

Potencia térmica alta, mayor que en Saturno. Explicable, por la mayor cercanía de la Tierra al Sol.

Análisis Mecánico:

Deformaciones unitarias:

Deformación unitaria [mm/mm]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$3.6857 \cdot 10^{-2}$ → 3.6857 %	$1.7978 \cdot 10^{-2}$ → 1.7978 %	$5.8281 \cdot 10^{-2}$ → 5.8281 %
Vidrio	$9.4 \cdot 10^{-7}$ → 0.00001 %	$4.58 \cdot 10^{-7}$ → 0.00005 %	$1.4777 \cdot 10^{-6}$ → 0.0001 %
Célula	$3.873 \cdot 10^{-4}$ → 0.0387 %	$3.001 \cdot 10^{-4}$ → 0.03 %	$4.6934 \cdot 10^{-5}$ → 0.0047 %

Tabla 23 Deformaciones unitarias Tierra.

Deformaciones unitarias no muy elevadas en ninguno de los tres casos. Y una especialmente baja, la de la célula, en el tercer caso.

Tensiones:

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$6.7816 \cdot 10^{-2}$	$3.308 \cdot 10^{-2}$	0.10724
Vidrio	$6.5632 \cdot 10^{-2}$	$3.2074 \cdot 10^{-2}$	0.10344
Célula	35.232	27.303	4.2704

Tabla 24 Tensiones Tierra.

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Vidrio	58.684	29.096	94.49

Tabla 25 Tensión vidrio fijado Tierra

Del mismo modo que con las deformaciones unitarias, las tensiones generadas no son muy grandes. Destaca que, en el caso 3, para la célula, al no haber mucha diferencia respecto a la temperatura en el ensamblaje, la tensión generada es mínima.

Sin embargo, para la lente y para el vidrio, que se encuentran más fríos que la célula, la tensión sí que va a aumentar.

4.1.4. JÚPITER

Análisis térmico:

Las condiciones de contorno y cargas térmicas aplicadas al modelo:

Temperatura [K]	110
IHG – Vidrio protector [W/mm³]	$1.9402 \cdot 10^{-6}$
IHG - Lente [W/mm³]	$1.4657 \cdot 10^{-6}$
HF - Célula [W]	$1.1907 \cdot 10^{-4}$
HF - CFRP [W]	$1.8711 \cdot 10^{-7}$

Tabla 26 Cargas térmicas Júpiter.

Temperaturas medias de operación de lente, vidrio y célula:

Temperatura [K]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	150.8	134.7	116.9
Vidrio	150.8	134.7	116.9
Célula	184.6	164.6	143.4

Tabla 27 Temperaturas Júpiter.

Apenas 40 grados de diferencia en los tres casos para las tres piezas.

Radiación:

ONR [W]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$-7.5039 \cdot 10^{-5}$	$-4.736 \cdot 10^{-5}$	$-2.7482 \cdot 10^{-5}$
Célula	$1.6773 \cdot 10^{-5}$	$1.0586 \cdot 10^{-5}$	$6.1419 \cdot 10^{-6}$
Célula	$1.207 \cdot 10^{-6}$	$7.6209 \cdot 10^{-7}$	$4.4242 \cdot 10^{-7}$
Sustrato	$2.4243 \cdot 10^{-5}$	$1.53 \cdot 10^{-5}$	$8.88 \cdot 10^{-6}$

Tabla 28 ONR Júpiter.

Potencia térmica baja en la cavidad; aún menor, otra vez, en el caso 3.

Análisis Mecánico:

Deformación unitaria:

Deformación unitaria [mm/mm]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	$12.87 \cdot 10^{-2}$ → 12.87 %	$14.281 \cdot 10^{-2}$ → 14.281 %	0.15831 → 15.83 %
Vidrio	$3.2634 \cdot 10^{-6}$ → 0.0003 %	$3.6211 \cdot 10^{-6}$ → 0.0003 %	$4.014 \cdot 10^{-6}$ → 0.0004 %
Célula	$3.7126 \cdot 10^{-4}$ → 0.037 %	$4.3647 \cdot 10^{-4}$ → 0.0436 %	$5.0607 \cdot 10^{-4}$ → 0.0506 %

Tabla 29 Deformaciones unitarias Júpiter.

Con motivo de las temperaturas tan bajas de operación en los tres casos, las deformaciones se mantienen estables. Se observa la tendencia de aumento de la deformación unitaria conforme la diferencia de temperaturas respecto a los 298 K aumenta, o lo que es lo mismo, a medida que va disminuyendo la temperatura, desde el caso 1, pasando por el caso 2 y, por último, el caso 3.

Tensiones:

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Lente	0.23681	0.26278	0.29128
Vidrio	0.22843	0.25348	0.28098
Célula	33.782	39.715	46.048

Tabla 30 Tensiones Júpiter.

Tensiones [MPa]	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Vidrio	208.63	231.51	256.62

Tabla 31 Tensión vidrio fijado Júpiter

Tensiones casi calcadas en los dos primeros casos. Un poco mayor en el último caso, al estar llegando a una temperatura más fría.

4.2. COMPARATIVA

Por último, se comentarán los aspectos más reseñables, comparando los resultados en las cuatro órbitas.

Fijándonos en los valores de las tensiones producidas por los cambios de temperatura podemos decir que en Saturno, Venus y Júpiter vamos a encontrar mayores valores. La órbita de la Tierra es la única de las estudiadas en la que las deformaciones van a ser ligeramente menores y, por ende, también las tensiones, sobre todo en la situación de eclipse.

En las otras tres órbitas la nave se encontrará con entornos más extremos. En Saturno y Júpiter, donde la evidencia demuestra que las temperaturas son mucho menores que los 298 K de la temperatura ambiente Tierra (temperatura de referencia para estudiar las deformaciones), se han hallado valores altos en las tensiones de la célula y el vidrio y grandes deformaciones de la lente, debido a la contracción de estos materiales. Los valores son aún mayores en Saturno que en Júpiter, por la distancia respecto al Sol.

En el otro extremo, en Venus, lo que gobierna son las altas temperaturas. Aquí las deformaciones serán de dilatación en todos los casos.

En cuanto a las temperaturas de operación, los fabricantes de la lente [8] y el vidrio [35], nos proporcionan unos rangos de usabilidad. Para el vidrio, encontramos la temperatura de transformación (temperatura a partir de la cual vamos a empezar a encontrar un comportamiento del vidrio en la cual se va tornando más gomoso y maleable). Esta temperatura es de 841 K , en ningún caso de los estudiados se alcanza, por lo que estaría dentro de un rango aceptable. Pero para la lente, la situación es distinta, el rango de temperatura es de $[228 - 473]\text{ K}$. Fuera del intervalo, por debajo, la lente cristalizará (transición vítrea a $-65\text{ C}/208\text{ K}$) volviéndose rígida, frágil y quebradiza. Por encima de esa temperatura, la silicona empezará a degradarse químicamente, generando desgasificación, perdiendo transparencia y empeorando su composición química, perdiendo la forma o resquebrajándose. La lente se va a encontrar fuera de estos límites en las órbitas de Saturno, Júpiter y Venus.

Para el análisis mecánico, se ha utilizado una temperatura ambiente de 298 K , correspondiente a la de la Tierra, porque es la temperatura a la que los materiales fueron ensamblados. Al utilizar esa temperatura como eje, a medida que los valores se alejen, las deformaciones unitarias y las tensiones van a ser mayores.

El vidrio es el que, en todos los escenarios, sufre mayor estrés. En la simulación se ha aplicado una restricción de movimiento a los laterales de la pieza para poder

entender las tensiones del material al dilatarse y al contraerse. En Saturno y Júpiter se han hallado las mayores tensiones, de 384.6 MPa y de 256.62 MPa , ambos en contracción por las frías temperaturas y en el mismo caso de Eclipse. En Venus, la tensión por dilatación será de 188.25 MPa . En la Tierra se van a dar los valores más bajos.

La lente de silicona, al tener el mayor coeficiente de expansión térmica, es la que va a obtener mayor deformación unitaria. En Saturno, 23.73% , y en Júpiter, 15.83% , en el caso de eclipse, al encontrar las menores temperaturas, aparecen las mayores deformaciones.

Para la célula, sus tensiones más altas son de un orden de magnitud más bajo que para el vidrio. En Venus (caso 1) y en Saturno (caso 3) se dan las más altas, de 68.409 MPa y 79.021 MPa , respectivamente.

Relacionando los valores de estrés obtenidos con la tensión máxima admisible de cada material, podríamos hallar un coeficiente de seguridad. Este factor, siguiendo el método Rankine, se calcula dividiendo el límite elástico entre la tensión máxima obtenida ($n = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{máx}}$). Este método puede ser aplicado, al ser frágiles, en el vidrio y en la lente (la silicona se convierte en frágil al entrar en zona de transición vítrea).

Para la lente, la tensión de rotura a una temperatura de 50 C [36] recién alcanzada la temperatura, es de 21.9 kg/cm^2 , o lo que es lo mismo, 2.15 MPa . Según vemos en los resultados, estos valores no se alcanzan en ningún caso.

Es importante también evaluar las fluctuaciones de las tensiones debido a los cambios de temperatura en cada órbita. Es en la Tierra donde encontramos los mayores valores. Las tensiones de la célula y el vidrio sufren los mayores gradientes, de 39.5 MPa y 153.2 MPa respectivamente. Aquí se destaca que hay deformaciones de compresión y de tracción, de forma que para hallar el valor del gradiente hay que sumar las tensiones del caso 1 y del caso 3.

Gracias a las simulaciones vamos a poder observar dónde se concentran las mayores tensiones. De forma previsible se observa que, en la célula, por ejemplo, se acumulan en la zona pegada a la soldadura. Sucede de esta forma, por la diferencia de coeficientes de expansión térmica y la restricción mecánica entre ambas capas.

Capítulo 5. CONCLUSIONES

5.1. CONCLUSIONES

Una colaboración entre la Agencia Espacial Europea y Thales Alenia Space surge de un proyecto ambicioso de exploración del Sistema Solar, más concretamente de una de las lunas de Saturno, Encélado. El proyecto en cuestión se enmarca en la necesidad de desarrollar unos paneles solares de muy alta potencia específica (W/kg) para misiones de espacio profundo, que emplearán microlentes de concentración.

Para estimar su rendimiento y la potencia generada, es necesario obtener valores de las temperaturas y deformaciones alcanzadas durante los diferentes escenarios de condiciones de operación extremas. La misión abarcará tanto la navegación por el espacio profundo como la propulsión por planetas cercanos al Sol.

Bajo este contexto nace este Trabajo de Fin de Grado, con el fin de elaborar un modelo de elementos finitos que sirva para estimar la temperatura y deformaciones del panel.

Para el desarrollo del análisis termo-mecánico se ha empleado el programa Ansys Mechanical Workbench. Mediante su uso se desarrolló un modelado mediante el Método por Elementos Finitos. El programa, capaz de analizar sólidos, necesitaba de una geometría, para ello, se utilizó el programa Autodesk Inventor Professional. Una vez realizada la pieza, que consistía en el ensamblaje de capas de un sándwich de materiales, se importó a Ansys mediante un archivo STEP.

El modelado constaba de varios pasos: la introducción de propiedades de materiales (recopilación de información y cálculo, en caso de comportamiento anisótropo), la elaboración del mallado y la aplicación de los sistemas térmico estacionario y estructural estático. Para poder comprender los procesos de transmisión de calor se utilizó un modelo analítico en forma de circuito eléctrico equivalente.

En el sistema térmico se aplicaron temperaturas y fuentes de calor a la pieza, en distintas capas, fruto de la evaluación de las condiciones de contorno de las órbitas de los planetas y de las posiciones del satélite dentro de cada órbita.

Las temperaturas resultantes fueron diversas; para Júpiter y Saturno las más frías; para Venus las más calientes y para la Tierra unas condiciones intermedias. Se consideró la temperatura de transformación del vidrio, pero el resultado salió positivo, dentro de los rangos. Sin embargo, para la lente, en Venus, Júpiter y Saturno se excedieron los límites de usabilidad de frío (temperatura de transición vítrea) y de calor, poniendo en riesgo la integridad del material.

Para evaluar las deformaciones unitarias y las tensiones, se aplicó como referencia la temperatura ambiente de la Tierra, por ser las condiciones de ensamblaje, sabiendo que un mayor gradiente de temperaturas significaba un aumento en las deformaciones y en los estreses de los materiales. Las condiciones de contorno de los planetas más alejados del Sol, Júpiter y Saturno, resultaron las más perjudiciales para los estreses del vidrio protector y en menor medida en Venus. En cuanto a la célula, las tensiones obtenidas son de un orden de magnitud menor que las del vidrio, siendo las mayores las originadas en Venus y Saturno. Se observó que las tensiones en la Tierra no eran tan elevadas, pero que las fluctuaciones entre contracción y dilatación son las más elevadas de entre los cuatro planetas.

El mismo patrón de las tensiones se manifestó en las deformaciones en la lente, siendo las más elevadas las pertenecientes a los ambientes más extremos. Los valores obtenidos de las deformaciones unitarias en la lente fueron los más elevados, en comparación con el vidrio y la célula, pues su coeficiente de expansión térmica era el más elevado.

Los motivos de las tensiones en vidrio y célula no fueron los mismos. En el primero, se produjeron por la dilatación y compresión del propio material, sin embargo, en el segundo se originaron por la diferencia del coeficiente de expansión térmica con respecto al soldador y su restricción de movimiento. Al ser materiales frágiles, para evaluar si las tensiones eran aceptables, se propuso la evaluación mediante el método de Rankine, que permite relacionar las tensiones admisibles con las máximas obtenidas.

Limitaciones:

Durante la realización de este trabajo se han detectado varias limitaciones que, de poderse solventar, podrían llevar a construir un estudio más preciso.

- En primer lugar, el uso de un ordenador con poca capacidad lleva a realizar simplificaciones en el mallado, en la geometría o en el tiempo de ejecución. Estas reducciones pueden llevar a resultados no del todo exactos.
- En ocasiones, las propiedades de los materiales no vienen del todo especificadas por el fabricante, lo que puede llevar a utilizar estimaciones respecto a los valores de otros productos o a recoger datos de fuentes menos fiables.
- Por otro lado, la aplicación de un modelo analítico puede servir para una aproximación al comportamiento del sistema y a las cargas térmicas a utilizar, pero no va a poder abarcar el sistema completo.
- Las condiciones de contorno utilizadas han sido simplificadas, cuando se deberían utilizar funciones que puedan predecir la posición de los planetas respecto del Sol y la trayectoria de la nave.

5.2. PERSPECTIVAS FUTURAS

Para trabajos futuros en la continuación de este análisis, se podría considerar:

- Variar las emisividades como consecuencia del desgaste del material, para poder estudiar los efectos que tiene en el comportamiento del panel solar.
- Incluir el escenario de que la nave viaja a por el espacio profundo en dirección a un planeta y que solo reciba la radiación solar en condiciones de una temperatura ambiente de $3K$. Se conseguiría averiguar las condiciones frías más extremas.
- Estudiar cómo influye el calor generado en la placa fotovoltaica en la generación de energía. Proponer, además, soluciones a las temperaturas extremas que pueden perjudicar a los materiales.

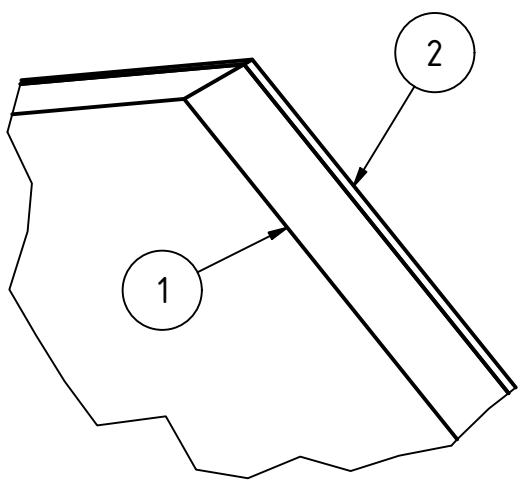
BIBLIOGRAFÍA

- [1] 'Anatomy of a spacecraft'. Accessed: Sept. 09, 2025. [Online]. Available: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Anatomy_of_a_spacecraft?utm_source=chatgpt.com
- [2] V. L. Pisacane, *Fundamentals of Space Systems*. Oxford University Press, 2005.
- [3] 'Solar Arrays on the International Space Station - NASA'. Accessed: Sept. 09, 2025. [Online]. Available: https://www-nasa-gov.translate.goog/image-article/solar-arrays-international-space-station-2/?_x_tr_sl=en&_x_tr_tl=es&_x_tr_hl=es&_x_tr_pto=sge
- [4] C. J. Ruud, J. M. Gordon, and N. C. Giebink, 'Microcell concentrating photovoltaics for space', *Joule*, vol. 7, no. 6, pp. 1093–1098, June 2023, doi: 10.1016/j.joule.2023.04.004.
- [5] J. Meseguer, I. Pérez-Grande, A. Sanz-Andrés, and G. Alonso, 'Thermal Systems', in *The International Handbook of Space Technology*, M. Macdonald and V. Badescu, Eds, Berlin, Heidelberg: Springer, 2014, pp. 371–395. doi: 10.1007/978-3-642-41101-4_13.
- [6] M. N. Polyanskiy, 'Refractiveindex.info database of optical constants', *Sci. Data*, vol. 11, no. 1, p. 94, Jan. 2024, doi: 10.1038/s41597-023-02898-2.
- [7] 'SCHOTT Solar Cell Cover Glass Technical Properties'. Accessed: Apr. 18, 2025. [Online]. Available: <https://www.schott.com/en-gb/products/solar-cell-cover-glasses-p1001000/technical-details>
- [8] 'Effects of Vacuum Ultraviolet Radiation on DC93-500 Silicone | Journal of Spacecraft and Rockets'. Accessed: May 19, 2025. [Online]. Available: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.15226?journalCode=jsr>
- [9] '– SPACE Solar Cells - AZUR SPACE Solar Power GmbH'. Accessed: May 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>
- [10] 'WACKER® RTV-S 691 A/B | Room Temperature Curing Silicone Rubber (RTV-2) | Wacker Chemie AG', WACKER Website. Accessed: May 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.wacker.com/h/en-us/silicone-rubber/room-temperature-curing-silicone-rubber-rtv-2/wacker-rtv-s-691-ab/p/000004350>

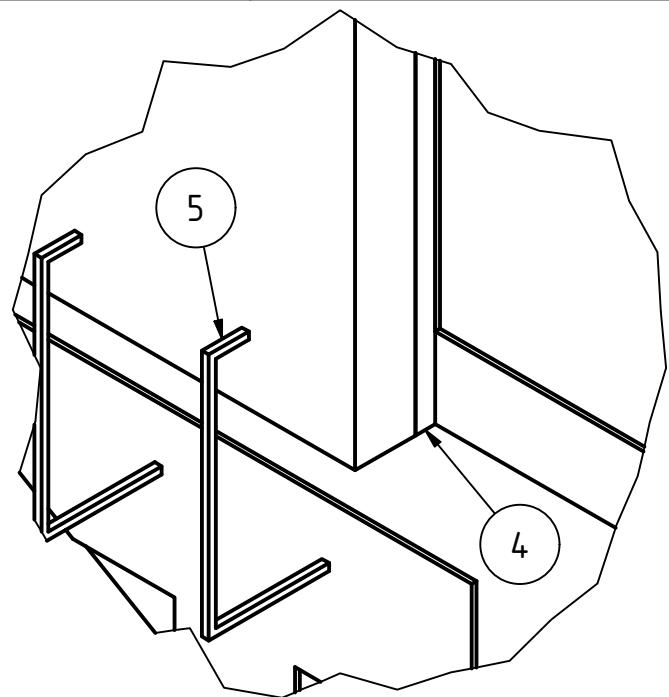
- [11] 'Kapton® FPC | Superior Adhesion and Low Shrinkage Polyimide Film'. Accessed: May 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.dupont.com/electronics-industrial/kapton-en.html>
- [12] 'Standard, Intermediate & High Modulus Carbon Fiber | Toray Composite Materials America', Toray Composite Materials America, Inc. Accessed: Apr. 18, 2025. [Online]. Available: <https://www.toraycma.com/products/carbon-fiber/>
- [13] 'Adhesivos | Hexcel'. Accessed: Apr. 18, 2025. [Online]. Available: <https://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/AdhesivesDataSheets>
- [14] 'Aluminum 5056 - Composition and Properties'. Accessed: Apr. 23, 2025. [Online]. Available: <https://matmake.com/materials-data/aluminum-5056-properties.html>
- [15] M. Bulut and N. Sözbir, 'Prediction of the Solar Array Temperatures of Geostationary Earth Orbit Satellite by Using Analytical Methods', in *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, June 2019, pp. 369–372. doi: 10.1109/RAST.2019.8767794.
- [16] 'Materials Database'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://tpsx.arc.nasa.gov/Material?id=677>
- [17] 'Materials Database'. Accessed: Sept. 08, 2025. [Online]. Available: <https://tpsx.arc.nasa.gov/Material?id=677>
- [18] 'SPACEMATDB - Space Materials Database. Material selection'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.spacematdb.com/spacemat/>
- [19] 'Sylgard 184: Young's Modulus at 23C', Polymer Properties. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.sandia.gov/polymer-properties/sylgard-184-youngs-modulus-at-23c/>
- [20] 'Indium Corporation Global Solder & PCB Assembly Materials Supplier'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.indium.com/>
- [21] 'Gold, Au'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=d2a2119a08904a0fa706e9408cddb88e&ckck=1>
- [22] 'Copper, Cu; Annealed'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=9aeb83845c04c1db5126fada6f76f7e>
- [23] '99.6% Alumina, thin-film substrate'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=a70504db07a9497abac64a3ec4cc7096>
- [24] 'Aerospace Solutions | 3M US'. Accessed: Sept. 02, 2025. [Online]. Available: https://www.3m.com/3M/en_US/aerospace-us/
- [25] J. Li, S. Yan, and R. Cai, 'Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux', *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 27, no. 1, pp. 84–94, June 2013, doi: 10.1016/j.ast.2012.06.010.
- [26] 'Aluminum 5056-H18'. Accessed: Sept. 02, 2025. [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4643f621e29c4dd08ddb763bdf526fc9>
- [27] 'Mitsubishi Chemical Group - Advanced Materials Division', Mitsubishi Chemical Group - Advanced Materials Division. Accessed: Sept. 02, 2025. [Online]. Available: <https://www.mcam.com/en>
- [28] J. Li, S. Yan, and R. Cai, 'Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux', *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 27, no. 1, pp. 84–94, June 2013, doi: 10.1016/j.ast.2012.06.010.
- [29] 'outgassing database'. Accessed: Sept. 01, 2025. [Online]. Available: http://esmat.esa.int/services/outgassing_data/outgassing_data.html
- [30] 'Optical and electrical properties of pseudomorphic glass | Request PDF', in *ResearchGate*, doi: 10.1109/PVSC.2017.8366594.

- [31] 'Spectrolab'. Accessed: Sept. 07, 2025. [Online]. Available: <https://www.spectrolab.com/>
- [32] '超高温真空ヒーター 高温炉 薄膜装置 テルモセラ・ジャパン | Thermocera Japan Ltd.', Thermocera Japan Ltd. Accessed: Sept. 07, 2025. [Online]. Available: <https://thermocera.com/>
- [33] J. H. Kang, K. L. Gordon, D. Ward, G. Belancik, P. Jagtap, and G. Sauti, 'Highly Thermally Conductive Hybrid Carbon Fiber Polymer Composite for Radiator Application'.
- [34] J. Meseguer, I. Pérez-Grande, and A. Sanz-Andrés, *Spacecraft Thermal Control*. Elsevier, 2012.
- [35] 'SCHOTT Solar Cell Cover Glass Technical Properties'. Accessed: Apr. 18, 2025. [Online]. Available: <https://www.schott.com/en-gb/products/solar-cell-cover-glasses-p1001000/technical-details>
- [36] 'The Journal of Adhesion list of issues', Taylor & Francis. Accessed: Sept. 13, 2025. [Online]. Available: <https://www.tandfonline.com/loi/gadh20>

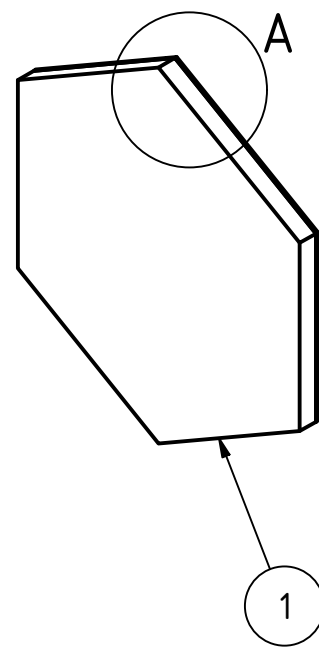
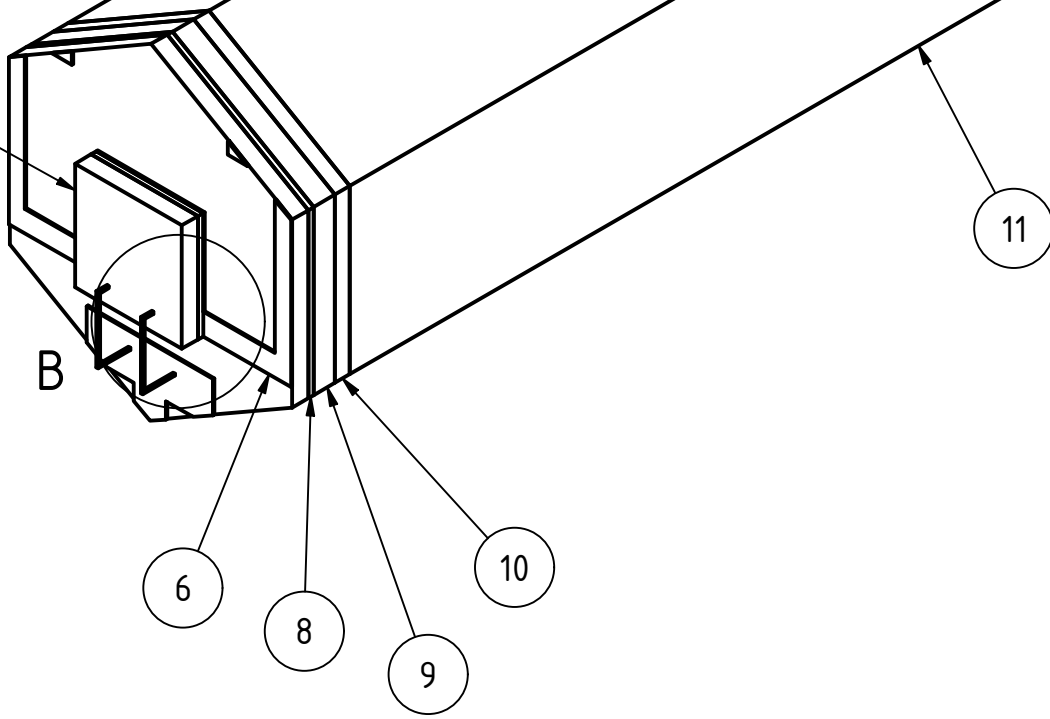
Anexo A



A (75 : 1)



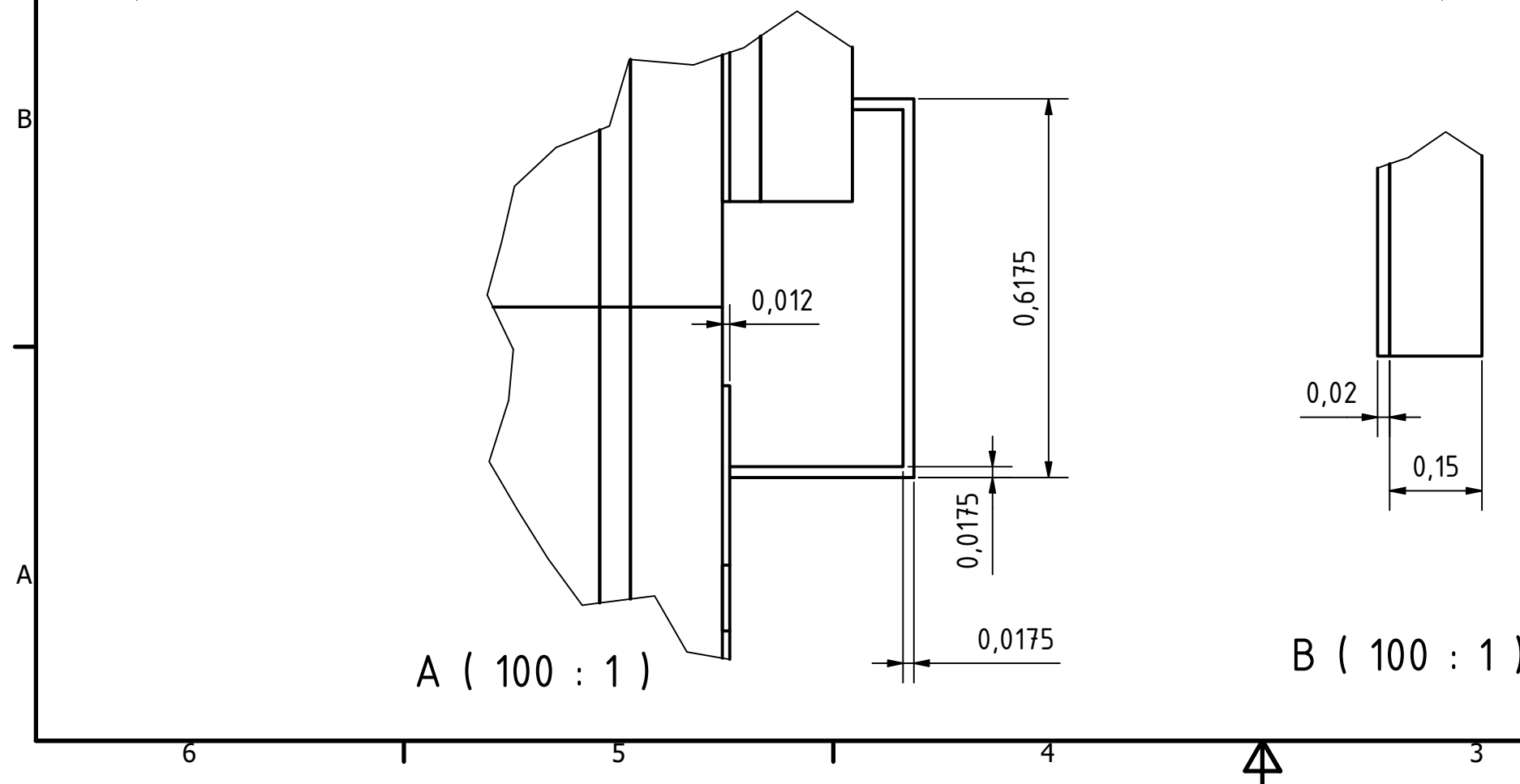
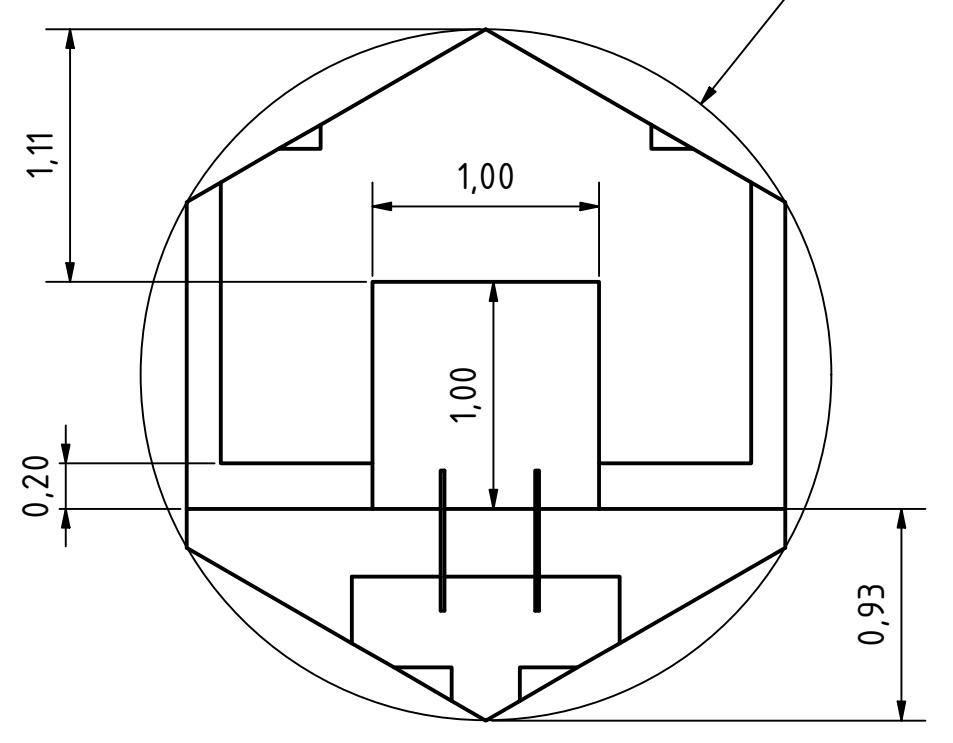
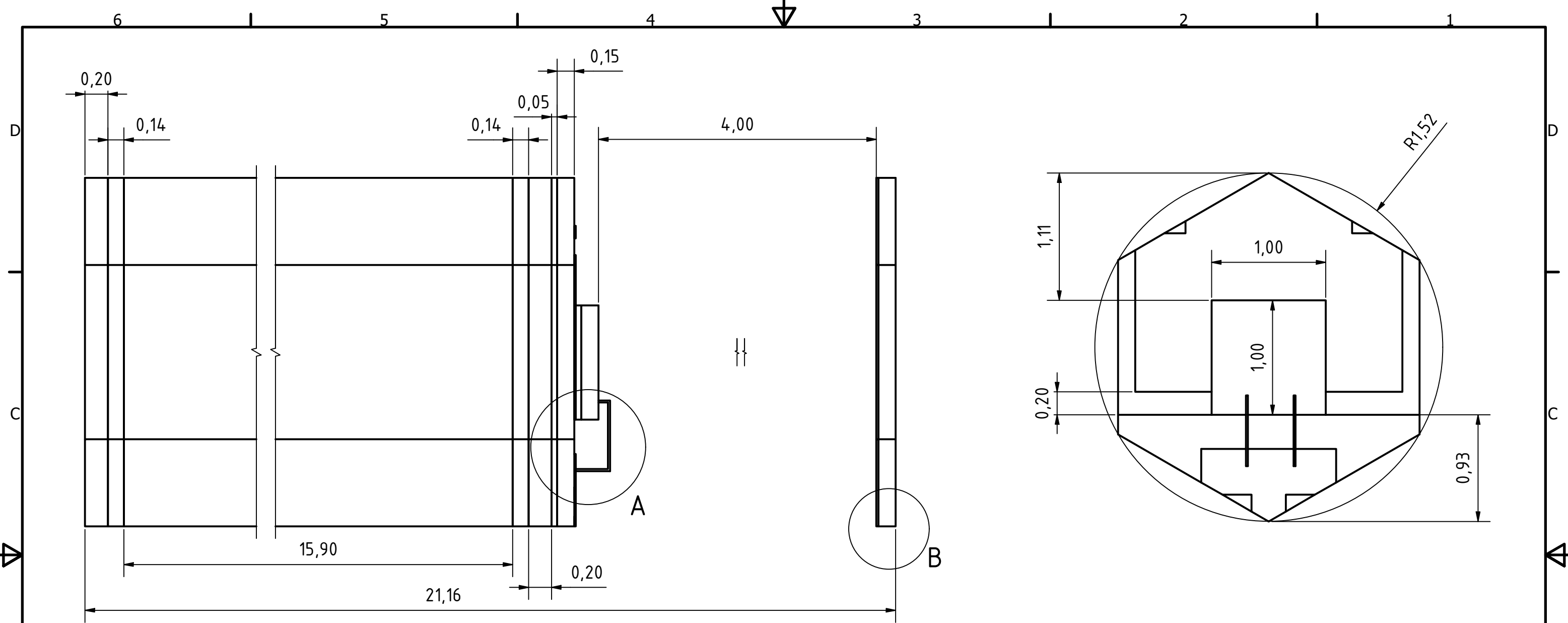
B (75 : 1)



1

LISTA DE PIEZAS		
ELEMENTO	Nº DE PIEZA	CTDAD
1	CoverGlass	1
2	Lens	1
3	SolarCell	1
4	CellSolder_SnAgCu	1
5	Wires	1
6	ConductiveTrace	1
7	Alumina	1
8	AdhesiveAluminaCFRP	1
9	CFRP	2
10	AdhesiveCFRPhoneycomb	2
11	honeycomb	1

DRAWN		UPM	
Manuel Antonio Lara Luengo		UPM	
TITLE			
Elementos de la sección hexagonal del panel solar			
SIZE	DWG NO		
A3	SolarPanel_Section		
SCALE	20 : 1		SHEET 2 OF 2



DRAWN		UPM	
Manuel Antonio Lara Luengo		UPM	
TITLE			
Medidas de la sección hexagonal del panel solar			
SIZE	DWG NO		
A3	Section_Sizes		
SCALE	UNITS	SHEET 1 OF 2	
30 : 1	mm		

Anexo B

SCHOTT® Solar Glass 0787

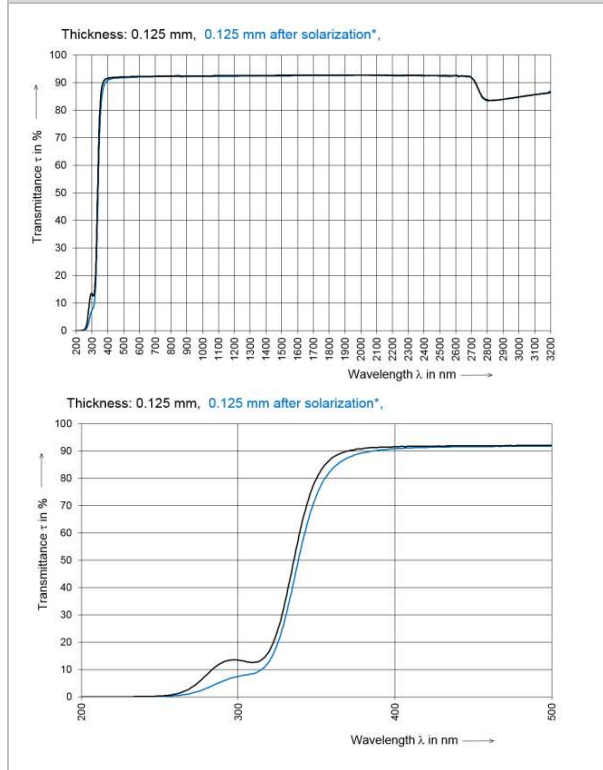
Specification physical and chemical properties

Non-toleranced numerical values are reference values of a typical production quality.

Optical properties		
Refractive indices	n_g	1.5184
Pretreatment of samples	n_F	1.5143
	n_F	1.5138
Condition as supplied ["as drawn"]	n_e	1.5100
	n_d	1.5080
	n_D	1.5080
	n_C	1.5059
	n_C	1.5055
	$n_{1550\text{ nm}}$	1.4926
	Abbe value	v_e
Photoelastic constant	in (nm/cm)/MPa	32.1

Thermal properties		
CTE (Coefficient of thermal expansion) α	in $10^{-6} \cdot K^{-1}$ (20 °C; 300 °C)	8.5
Transformation temperature T_g	in °C	568
Viscosities	Viscosity lg η in dPas	Temperature in °C
Strain point	14.5	537
Annealing point	13.0	568
Softening point	7.6	762

Spectral transmittance ($\lambda = 200\text{ nm}$ to 3200 nm)



Mechanical properties		
Density ρ (annealed at 40 °C/h)	in g/cm ³	2.51
Young's modulus E	in kN/mm ²	70.0
Poisson's ratio μ		0.216
Torsion modulus G	in kN/mm ²	29
Knoop hardness	$HK\ 0.1/20$	470
Vickers hardness	$HV\ 0.2/25$	560

Electrical properties		
Dielectric constant ϵ_r (at $J = 25\text{ °C}$)	at 1 MHz	7.0
	at 1 GHz	6.8
	at 5 GHz	6.6
Dissipation factor $\tan \delta$ (at $J = 25\text{ °C}$)	at 1 MHz	$54 \cdot 10^{-4}$
	at 1 GHz	$82 \cdot 10^{-4}$
	at 5 GHz	$114 \cdot 10^{-4}$
Electric volume resistivity ρ_D (at $J = 20\text{ °C}$)	in $\Omega \cdot \text{cm}$ Direct current	$3 \cdot 10^{15}$

Chemical properties		
Hydrolytic resistance (acc. to DIN ISO 719)	Class	HGB 1
	Equivalent of alkali per gram glass grains in $\mu\text{g/g}$	< 31
Acid resistance (acc. to DIN 12116)	Class	S 4
	Half surface weight loss after 6 hours in mg/dm^2	31
Alkali resistance (acc. to DIN ISO 695)	Class	A 2
	Surface weight loss after 3 hours in mg/dm^2	142

Transmittance values				
$\tau(\lambda)$ – individual values in %				
Actual thickness in mm	τ_{400}	τ_{450}	τ_{500}	τ_{600}
0.100	91.7	92.3	92.1	92.3
0.125	91.6	92.0	92.1	92.3
0.150	91.4	91.8	91.9	92.2
Edge wavelength λ_c ($\tau = 0.46$) in nm				
0.100	332			
0.125	334			
0.150	336			
τ in % Arithmetic mean for the given λ - range				
	200 nm to 300 nm	600 nm to 800 nm	450 nm to 1100 nm	
0.100	4.9	92.4	92.4	
0.125	3.2	92.3	92.4	
0.150	2.0	92.2	92.2	
τ in % Arithmetic mean for the given λ – range after a solarization treatment: Sample is irradiated for 3 hours using a UV - F 400 lamp. The irradiation distance is 14 cm.				
0.125	1.4	92.2	92.2	



DOWSIL™ 93-500 Space Grade Encapsulant

Transparent space grade encapsulant.

Features & Benefits

- 10:1 mix ratio
- Flowable
- Low levels of volatile condensable materials
- Rapid, versatile cure processing controlled by temperature
- High transparency allows easy inspection of components
- Proven for space-grade applications

Composition

- Two-part
- 10:1 mix ratio
- Polydimethylsiloxane encapsulant

Typical Properties

Specification Writers: These values are not intended for use in preparing specifications.

Property	Unit	Result
Viscosity (Mixed)	cP	8100
	mPa-sec	8100
	Pa-sec	8.1
Working Time @ 25°C (Pot Life-hours)	hours	2.75
Cure Time @ 25°C	hours	24
Heat Cure Time @ 100°C	minutes	10
Heat Cure Time @ 125°C	minutes	7
Heat Cure Time @ 150°C	minutes	4
Specific Gravity (Cured)		1.03
Durometer Shore A		43
Tensile Strength	psi	970
	MPa	6.7
	kg/cm ²	67
Elongation	%	165
Tear Strength (Die B)	ppi	15
	N/cm	11

Typical Properties (Cont.)

Property	Unit	Result
Primed Adhesion - Lap Shear on Aluminum	psi	470
	MPa	3.2
	N/cm ²	32.3
Dielectric Strength	volts/mil	475
	kV/mm	19
Dielectric Constant at 100 Hz		2.6
Dielectric Constant at 100 kHz		2.59
Volume Resistivity	ohm*cm	1.06 E+15
Dissipation Factor at 100 Hz		0.00105
Dissipation Factor at 100 kHz		0.00019
Hardening Transition by DSC	°F	-184
	°C	-120
Volatile Condensable Material (ASTM ¹ E595)	%	0.01
Total Mass Loss (ASTM E595)	%	0.14
Refractive Index		1.41
Shelf Life at 25°C	months	24
Linear CTE (by TMA)	ppm/°C	300

1. ASTM: American Society for Testing and Materials.

Description

Dow silicone encapsulants such as DOWSIL™ 93-500 Space Grade Encapsulant are supplied as two-part liquid component kits. When liquid components are thoroughly mixed, the mixture cures to a flexible elastomer, which is well suited for the protection of electrical and PCB system assembly applications. Dow silicone encapsulants cure without exotherm at a constant rate regardless of sectional thickness or degree of confinement. Dow silicone elastomers require no post cure and can be placed in service immediately following the completion of the cure schedule. Standard silicone encapsulants require a surface treatment with a primer in addition to good cleaning for adhesion while primerless silicone encapsulants require only good cleaning. Underwriters Laboratory (UL) 94 recognition is based on minimum thickness requirements. Please consult the UL Online Certifications Directory for the most accurate certification information.

Mixing and De-airing

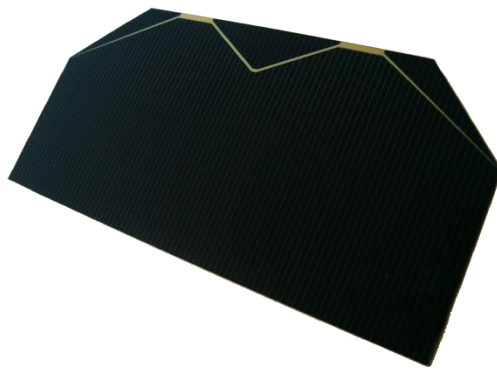
The 10:1 mix ratio these products are supplied in gives one latitude to tune the modulus and hardness for specific application needs and production lines. In most cases de-airing is not required.

Preparing Surfaces

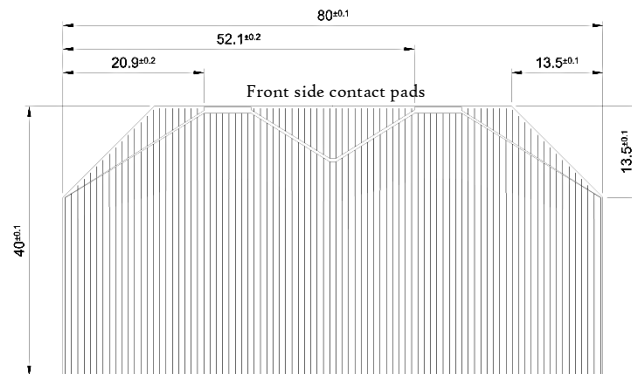
In applications requiring adhesion, priming will be required for many of the silicone encapsulants. See the Primer Selection Guide for the correct primer to use with a given product. For best results, the primer should be applied in a very thin, uniform coating and then wiped off after application. After application, it should be thoroughly cured prior to application of the silicone elastomer. Additional instructions for primer usage can be found in the information sheets specific to the individual primers.



30% Triple Junction GaAs Solar Cell
Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced
Best in Class EOL-Values!



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 30% advanced). The end-of-life version of the 3G30C solar cell offers best EOL-performance values and should be combined with an external bypass diode protection.



3G30C - Advanced

Space

30% Triple Junction GaAs Junction Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced



Design and Mechanical Data

Base Material	GalnP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness (without contacts)	150 ± 20 μm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 μm
Grid Design	Grid system with 2 contact pads



Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	2700	2616	2564	2522
Average Short Circuit I _{sc}	[mA]	520.2	518.5	514.0	501.9
Voltage at max. Power V _{mp}	[mV]	2411	2345	2290	2246
Current at max. Power I _{mp}	[mA]	504.4	503.2	500.6	486.6
Average Efficiency η _{bare} (1367 W/m ²)	[%]	29.5	28.6	27.8	26.5
Average Efficiency η _{bare} (1353 W/m ²)	[%]	29.8	28.9	28.1	26.8

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m²; T = 28 °C

@fluence 1MeV [e/cm²]

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2350 mV
Min. average current I _{op avg} @ V _{op}	505 mA
Min. individual current I _{op min} @ V _{op}	475 mA



Temperature Gradients

			BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV _{oc} /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.2	- 6.5	- 6.6	- 6.7
Short Circuit Current	ΔI _{sc} /ΔT↑	[mA/°C]	0.36	0.33	0.35	0.38
Voltage at max. Power	ΔV _{mp} /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.7	- 6.8	- 7.1	- 7.2
Current at max. Power	ΔI _{mp} /ΔT↑	[mA/°C]	0.24	0.20	0.24	0.28

@fluence 1MeV [e/cm²]



Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5μm Ag stripes)
Status	Qualified

WACKER® RTV-S 691 A/B

ELASTOSIL®

Room Temperature Curing Silicone Rubber (RTV-2)

WACKER® RTV-S 691 A/B is a self levelling, two-part addition curing silicone rubber which can be vulcanised at room temperature. Due to its low outgassing rate and low temperature flexibility it is recommended especially for space applications.

It has been designed and is used as adhesive for solar cells on solar generators for space applications such as satellites.

Properties

- resistant to low temperatures
- glass transition temperature: < -100 °C / -148 °F
- particularly low volatile contents
- admitted for aerospace applications by ESTEC (European Space Research and technology Centre) according to specification ECSS-Q-70-02A (corresponds to former ESA PSS-01-701)

Specific features

- Heat resistant
- Low volatile
- Low-temperature flexible
- UV stable

Technical data

Properties Uncured

Property	Condition	A	B	Method
Color	-	red	colourless, clear	-
Density	-	1.55 - 1.65 g/cm ³	0.98 g/cm ³	DIN EN ISO 2811-1
Viscosity, dynamic spindle 5, 2.5 rpm	23.0 °C	55000.0 - 70000.0 mPa·s	-	Brookfield
Viscosity	25 °C	-	200 - 240	ISO 3219

These figures are only intended as a guide and should not be used in preparing specifications.

Catalyzed

Property	Condition	Value	Method
Viscosity, dynamic (ca. 5 min after mixing the 2 components, shear rate 16 1/s)	23.0 °C	18000.0 - 26000.0 mPa·s	Brookfield
Mix ratio ⁽¹⁾	-	9 : 1	A : B
Pot life ⁽²⁾	-	90 - 110 min	Brookfield

¹(p.b.w.)

²(time to 200,000 mPa s at 16 1/s)

These figures are only intended as a guide and should not be used in preparing specifications.

Properties Cured

5 min / 165°C press molding, followed by 6h / 100°C post curing

Property	Condition	Value	Method
Density in water	23.0 °C	1.52 g/cm ³	DIN EN ISO 1183-1 A
Hardness Shore A	-	50 - 60	DIN ISO 48-4
Tensile strength ⁽¹⁾	-	4.0 - 6.0 N/mm ²	ISO 37
Elongation at break ⁽²⁾	-	100 - 160 %	ISO 37
Modulus at 100 % elongation elasticity	100.0 % 23.0 °C 50.0 % r. h	1.33 - 1.53 N/mm ²	ISO 37
Volume resistivity	100.0 V 1.0 min	> 1.0 x 10 ¹⁴ Ohmcm	IEC 62631-3-1
Surface resistivity	100.0 V	> 1.0 x 10 ¹² OHM	-
Collected volatile condensable material (CVCMM) ⁽³⁾	-	< 0.1 %	-
Tear resistance	-	4.0 - 10.0 N/mm	ASTM D 624 B
Total mass loss (TML) ⁽⁴⁾	-	< 1.0 %	-

¹ISO 37 Type 3

²ISO 37 Type 3

³ECSS-Q-ST-70-02C

⁴ECSS-Q-ST-70-02C

These figures are only intended as a guide and should not be used in preparing specifications.

All the information provided is in accordance with the present state of our knowledge. Nonetheless, we disclaim any warranty or liability whatsoever and reserve the right, at any time, to effect technical alterations. The information provided, as well as the product's fitness for an intended application, should be checked by the buyer in preliminary trials. Contractual terms and conditions always take precedence. This disclaimer of warranty and liability also applies particularly in foreign countries with respect to third parties' rights.

Applications

- Aerospace

Application details

Mixing ratio is 9:1 p.b.w Before taking component A out of the container or adding the catalyst, stir the material thoroughly. Components A and B can be mixed by hand or with metering equipment. The material must be evacuated before application to remove enclosed the bubbles. For detailed information refer to our leaflet "Wacker RTV-2 Silicone Rubber Processing". Important: The platinum catalyst is contained in component A. Caution! Only components A and B that have the same lot number may be processed together! Mixing of the components It is absolutely imperative that any equipment, such as mixing vessels, spatulas and stirres, that is used to process Component A (which contains the platinum catalyst) or the mixture of both components does not come into contact with Component B (which contains the crosslinker). Therefore, all equipment should be clearly labeled.



HexWeb® CR III

Corrosion Resistant Specification Grade Aluminum Honeycomb



Product Data Sheet

Description

5052 and 5056 expanded aerospace grade aluminum honeycomb materials are available in a wide selection of cell sizes and foil gauges. The HexWeb® CR III coating has been developed to offer superior protection for aluminum honeycomb exposed to corrosive environments. The HexWeb® CR III system offers a clear protective film that interacts with the aluminum surface forming a stable, tightly adherent bond. The coating is primarily an organometallic polymer type that differs from the normal conversion-type corrosion protective coatings.

Features

- Aerospace structural grade honeycomb
- Excellent corrosion resistance
- Highest strength and rigidity to weight ratio as a sandwich core
- Maintain corrosion protection at elevated temperatures
- Available in 5052 and 5056 alloys

Applications

Aluminum HexWeb® CR III Specification Grade honeycomb materials are predominantly used in sandwich structures to meet design requirements for highly engineered structural components. As a structural core material, it finds applications in all types of aerospace vehicles and supporting equipment where sandwich structure offers rigid panels of minimum weight, aerodynamic smooth surfaces, and high fatigue resistance. The same structural properties are also used for commercial applications such as tools, snow and water skis, bulkheads, and floors. Other nonstructural uses are directional air/fluid flow control, RF shielding, and energy absorption.

Type Designation

HexWeb® CR III aluminum honeycomb is designated as follows:

Material – Cell size – Alloy – Density

Example: **CR-III – 3/16 – 5052 – 3.1N**

Where

CR III – designates corrosion resistant honeycomb

3/16 – is the cell size in inches

5052 – is the alloy of the aluminum

N – indicates the cell walls are not perforated.

P – indicates cell walls are perforated, and is available on special order

3.1 – is the nominal density in pounds per cubic foot

5052 and 5056 are supplied in the H-39 temper



HexWeb® CR III

Corrosion Resistant Specification Grade Aluminum Honeycomb



Product Data Sheet

Dimensional Nomenclature

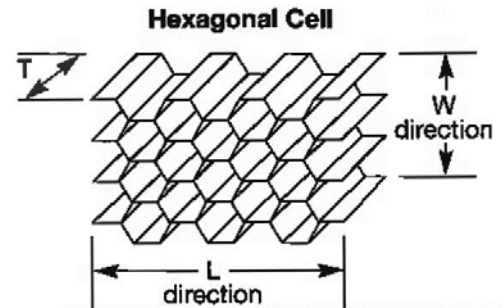
T = Thickness, or cell depth

L = Ribbon direction, or longitudinal direction

W = Transverse direction, or direction perpendicular to the ribbon

Availability

Lead time varies with the honeycomb type. Please contact a Hexcel Sales Office or Hexcel Customer Service for price and delivery information.



Specifications

HexWeb® CR III expanded aluminum honeycomb materials meet the requirements of Military Specification MIL-C7438 where applicable.

Standard Dimensions

HexWeb® CR III 5052 and 5056 aluminum honeycomb is available in the following standard size:

On special orders Hexcel has the capability of manufacturing HexWeb® CR III honeycomb panels in the L dimensions up to 60 inches maximum, W dimensions up to 150 inches maximum, and T dimensions up to 34 inches maximum, subject to limitations on some products. Larger sizes may be produced by splicing. Contact the nearest Hexcel Sales Office for additional information.

Expanded Sheets		
L	W	Nominal Sq.Ft.
48 in. + 3 in. - 0 in.	96 in. + 4 in. - 0 in.	32.00

Dimensional Tolerances

Tolerances on cut thickness for standard size and smaller sheets are as follows:

Sheet Thickness Standard Tolerances

0.250 in. to 3.999 in. ± 0.005 in.

4.000 in. and over ± 0.062 in.

Contact your nearest Hexcel Sales Office with regard to specific dimensional tolerances.



HexWeb® CR III

Corrosion Resistant Specification Grade Aluminum Honeycomb



Product Data Sheet

Table II: HexWeb® CR III 5056 Hexagonal Aluminum Honeycomb

Typical values (typ) are presented below, as well as minimum average (min) for a product type.

Cell Size	Nominal Density pcf	Compressive Strength					Crush Strength psi	Plate Shear					
		Bare		Stabilized				L Direction			W Direction		
		Strength psi		Strength psi		Modulus ksi		Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi
		typ	min	typ	min	typ		typ	min	typ	min	typ	
1/8	3.1	320	250	350	260	97	170	250	200	45.0	155	110	20.0
1/8	4.5	710	475	690	500	185	320	440	350	70.0	255	205	28.0
1/8	6.1	1120	780	1200	825	295	535	690	525	102.0	400	305	38.0
1/8	8.1	1750	1200	1900	1300	435	810	945	740	143.0	560	440	51.0
5/32	2.6	250	180	265	185	70	120	200	152	37.0	115	80	17.0
5/32	3.8	450	360	500	375	140	235	335	272	57.0	195	155	24.0
5/32	5.3	820	615	865	650	240	420	550	435	85.0	325	250	33.0
5/32	6.9	1220	920	1340	1000	350	650	760	610	118.0	430	360	43.0
3/16	2.0	190	110	200	120	45	75	140	105	27.0	85	50	13.0
3/16	3.1	380	250	410	260	97	170	265	200	45.0	150	110	20.0
3/16	4.4	620	460	670	490	180	310	425	340	68.0	245	198	27.0
3/16	5.7	920	685	1000	735	270	480	565	480	94.0	330	280	36.0
1/4	1.6	100	75	110	80	30	50	90	78	20.0	60	38	10.5
1/4	2.3	240	145	265	155	58	100	180	130	32.0	100	62	15.0
1/4	3.4	400	300	480	315	115	200	290	230	50.0	175	130	22.0
1/4	4.3	580	440	620	465	172	300	400	325	67.0	230	190	27.0
1/4	5.2	790	600	820	645	230	410	490	425	84.0	300	245	32.0
3/8	1.0	55	25	60	35	15	35	55	45	15.0	35	25	6.8
3/8	1.6	100	75	110	80	30	50	90	78	20.0	60	38	10.5
3/8	2.3	215	155	225	155	58	100	170	130	32.0	95	62	15.0
3/8	3.0	320	240	340	260	92	160	245	190	43.0	145	100	19.0

Test data obtained at 0.625 inch thickness.

Other cell sizes, densities, and dimensions are available on special request. Please contact your nearest Hexcel Sales Office for additional information. One block minimum buy may apply.

Materials Properties Comparison Table

Form	Material	Specific gravity	Tensile Elasticity	Flexural Modulus	Thermal expansion coefficient		Thermal Conductivity		Natural Frequency	Self-weight Deflection	Load deflection
					X axis	Y axis	X axis	Y axis			
					g/cm ³	GPa	GPa	10 ⁻⁶ /°K			
Sheet Materials	DIALEAD Composite (105 GPa)	1.6	105	98	1.7	5.8	2.5	1.3	13.2	2.2	3.5
	DIALEAD Composite (250 GPa)	1.7	250	220	-0.9	7.7	73	1.2	19.7	1	1.5
	DIALEAD Composite (320 GPa)	1.7	320	260	-0.9	9	115	1.2	22.2	0.8	1.2
	DIALEAD Composite (Zero-CTE)	1.6	220	170	0	11	39	1	18.9	1.1	1.7
	DIALEAD C/C Composite	1.9	-	69	-1	-1	90	90	-	-	-
	SUS303	8	200	200	17.3	17.3	15	15	8	6	1.9
	Aluminum (1200H18)	2.7	69	69	23.6	23.6	220	220	8.2	5.8	5.3
	PPS-GF40%	1.6	8	12	-	-	-	-	-	-	-
Round Rod	DIALEAD Composite (high elasticity)	1.8	400	350	-	-	-	-	-	-	-
	DIALEAD Composite (high strength)	1.6	115	115	-	-	-	-	-	-	-

1. DIALEAD Composite values are calculated from epoxy resin.
 2. *2CFRP: Carbon fiber reinforced plastics
 3. *3Square and round pipe can also be manufactured using DIALEAD Composite.
- *These values represent typical values and calculated values. Actual values may vary.

The data and information provided in this document have been obtained from carefully controlled materials and procedures in Mitsubishi Chemical Corporation. Any values provided are considered representative but do not guarantee equivalency for your own testing of our products for your own purpose. Mitsubishi Chemical Corporation makes no warranty or representation, including but not limited to, implied warranties of our product and relevant information for a specific performance, use or purpose. Mitsubishi Chemical Corporation declines any liability with all data and all application made by you and any third party. The content of this data sheet may change without prior notice. The transcription of any data or information contained in this data sheet is strictly prohibited without prior written consent.

TABLE VI
Shear Strengths and Durability at 50°C, 95% R.H.

Adhesive	Aging Duration	Unaged (kg/cm ²)	7 days (kg/cm ²)	14 days (kg/cm ²)	28 days (kg/cm ²)
Epotek 310		20.6 ± 2.6 ^a	9.8 ± 0.7 ^a	7.7 ± 3.0 ^a	6.3 ± 1.6 ^a
Sira Optical Cement		22.5 ± 2.7 ^a	21.6 ± 5.2 ^a	18.0 ± 5.5 ^a	14.1 ± 2.3 ^a
Stycast 1266		21.9 ± 1.8 ^a	23.3 ± 1.2 ^a	33.7 ± 9.4 ^a	33.6 ± 9.0 ^a
Epotek 353ND		11.0 - 1 sample ^b	19.6 ± 3.1 ^b (2 samples— broken along the glass)	36.8 - 1 sample ^b	17.5 ± 2.9 ^a
Lensbond M-62		19.7 ± 2.7 ^a	9.7 ± 5.7 ^a	10.5 ± 2.4 ^a	15.3 ± 8.4 ^a
Lensbond F-65		22.9 ± 7.0 ^a	10.6 ± 1.1 ^a	5.8 ± 2.5 ^a	6.4 ± 2.2 ^a
Lensbond UV-71		17.7 ± 0.9 ^a	20.7 ± 2.4 ^a	17.2 ± 5.5 ^a	6.4 ± 2.8 ^a
Zipbond		75.9 ± 8.2 ^a	^d	^d	^d
Noa 61		45.7 ± 9.6 ^a	43.3 ± 4.3 ^a	45.3 ± 10.6 ^a (Ad. to glass)	38.8 ± 7.1 ^a
DC 93500		21.9 ± 0.5 ^c	20.7 ± 3.9 ^c	19.4 ± 3.9 ^c	27.6 ± 4.2 ^c

^a interfacial failure (glass/adhesive).

^b glass fractured.

^c interfacial failure (Aluminum/adhesive).

^d samples debonded before testing.