



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE CIENCIAS

SIMULACIONES TÉRMICAS DE LA PRIMERA MISIÓN
MEXICANA SOBRE LA SUPERFICIE LUNAR

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

FÍSICO

P R E S E N T A :

PABLO CABRERA GARCÍA

TUTOR

DR. GUSTAVO ADOLFO MEDINA TANCO



CIUDAD UNIVERSITARIA, CDMX, 2023



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

1. Datos del alumno

Cabrera

García

Pablo

5512440637

Universidad Nacional Autónoma de México

Facultad de Ciencias

Física

306050215

2. Datos del tutor

Dr.

Gustavo Adolfo

Medina

Tanco

3. Datos del sinodal 1

Dr.

Carlos

Villarreal

Luján

4. Datos del sinodal 2

Dr.

Alejandro

Farah

Simón

5. Datos del sinodal 3

PhD.

Jorge

Fuentes

Fernández

6. Datos del sinodal 4

M. en C.

Edgar

Vázquez

Luis

7. Datos del trabajo escrito

Simulaciones térmicas de la primera misión mexicana sobre la superficie lunar

81 p

2023

*A todos los inconformes,
soñadores y perseverantes
que saben que ni siquiera
el cielo es el límite*

Agradecimientos

Este trabajo es la culminación de un camino que empezó desde el primer día en la facultad, por lo que quiero agradecer a todos los que me acompañaron durante esta aventura:

A Marigel y Miguel, pilares incondicionales.

A Jorge, siempre me harás falta.

A los los García, los Torres y los Cabrera, mi núcleo.

A la Universidad Nacional Autónoma de México, por brindarme una educación íntegra desde el bachillerato.

A la Facultad de Ciencias y a todos mis profesores, por guiarme y acompañarme en el camino de la Física.

A Ricardo Flores, Roberto Zenit y Adolfo Cordero, cuyas enseñanzas fueron más allá de lo académico.

A mis amigos del taller de violín de la Facultad de Ciencias, AvesFC, PREDICE Ciencias, IUANI divulgación y CANSAT.

A todos los divulgadores científicos de México.

Al Instituto de Ciencias Nucleares que me abrió sus puertas y brindó su apoyo para poder participar en este proyecto.

A los integrantes del Laboratorio de Instrumentación Espacial, sin duda el mejor equipo de trabajo que he conocido hasta ahora. En particular quiero agradecer a Juan Carlos Sánchez Balanzar y a Enrique Palacios Boneta por todo el apoyo técnico brindado.

A mi tutor Gustavo Medina, por guiarme, corregirme, motivarme, escucharme y apoyarme. Sus enseñanzas van mucho más allá de la Física y la Instrumentación

espacial.

A mis sinodales que se han dado el tiempo de revisar, discutir y corregir este trabajo.

A Mellon, maestro de libertad.

Este trabajo se realizó con apoyo del proyecto PAPIIT 33-IN111621 de la DGAPA-UNAM.

Resumen

Se realizaron las simulaciones térmicas para los escenarios mas críticos de la misión COLMENA, con el fin de asegurar la supervivencia de la carga útil y su compatibilidad con la nave en que será transportada.

Las simulaciones se hicieron utilizando Thermal Desktop, una suite de software especializado en análisis térmico de sistemas espaciales, el cual permite la creación de modelos dentro de ambientes térmicos cerca de cuerpos celestes como la Luna, incluyendo los fenómenos radiativos más significativos y los acoplamientos conductivos y radiativos entre las diferentes partes del modelo.

Se simularon dos casos en órbita alrededor de la Luna, un caso de descenso a la superficie y un caso sobre la superficie lunar. En los tres primeros casos los ambientes térmicos fueron analizados por Astrobotic, empresa dueña de la nave, quienes proporcionaron condiciones de frontera simplificadas con las que se analizó el comportamiento térmico de un modelo de la carga útil. Para el último caso se realizó el modelo de un fragmento de la superficie lunar sobre la cual se colocó la nave Peregrine llevando a COLMENA y se simuló el ambiente térmico correspondiente.

Los resultados obtenidos sirvieron de base para establecer los parámetros de las pruebas de termovacío que se realizaron en los modelos de validación y de vuelo de la carga útil.

Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	V
Introducción	IX
1. Mecanismos de transferencia de calor	1
1.1. Conducción	1
1.1.1. Ecuación de difusión de calor	3
1.2. Radiación	6
1.2.1. Factores de forma	7
1.3. Intercambio radiativo entre superficies	10
2. Métodos computacionales de transferencia de calor	13
2.1. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método explícito	15
2.2. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método implícito	16
2.3. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método de Crank-Nicolson	17
2.4. Discretización de la ecuación de balance de energía	18
3. Thermal Desktop	21
3.1. Información técnica	21

3.2.	Descripción general	21
3.3.	Diseño y construcción de modelos	23
3.3.1.	Nodos	23
3.3.2.	Superficies delgadas	24
3.3.3.	Geometrías sólidas	25
3.3.4.	Acoplamientos conductivos	25
3.3.5.	Bases de datos de materiales	27
3.4.	RadCAD	29
3.4.1.	Cálculo de factores de intercambio radiativo	29
3.4.2.	Fuentes externas de calor	31
3.5.	SINDA	32
3.5.1.	Cálculo de conductores	32
3.5.2.	Rutinas de solución de la red térmica	34
3.5.3.	TSINK	35
4.	COLMENA: misión y carga útil	36
4.1.	Misión	36
4.2.	Carga útil	37
4.3.	Peregrine Lander	40
4.4.	Contacto térmico de COLMENA con la nave Peregrine	41
4.5.	Simulaciones térmicas como requisito de validación	41
5.	Ambientes térmicos a lo largo de la misión	43
5.1.	Órbitas lunares	44
5.2.	Descenso a la superficie lunar	45
5.3.	Superficie lunar	45
5.3.1.	Propiedades termofísicas de la superficie de regolito	46
5.3.2.	Temperaturas superficiales de la Luna	48
6.	Casos resueltos y modelos	51
6.1.	Casos resueltos	51

6.2. Hoja de datos provista por Astrobotic	51
6.3. Modelo térmico de COLMENA en Thermal Desktop	53
6.4. Modelo del Peregrine Lander	56
6.5. Modelo de la superficie lunar	58
7. Resultados	61
7.1. Caso1	61
7.2. Caso2	63
7.3. Caso3	64
7.4. Caso 4	65
8. Conclusiones	69
Anexo 1: temperaturas de frontera TSINK	71
Anexo 2: Aproximación por modelos simplificados	74

Introducción

Desde el inicio de los tiempos el sueño de la exploración del cielo ha cautivado a la humanidad, y desde entonces no ha hecho mas que crecer y materializarse cada vez con más ímpetu. Actualmente nos encontramos en un período de exploración espacial activa que se mejora y enriquece continuamente con los esfuerzos de cientos de equipos compuestos por miles de personas alrededor del mundo. Es en este contexto que se desarrolla la misión COLMENA, proyecto universitario que contribuye con la primera misión mexicana que explorará la superficie lunar.

Como todo proyecto de tecnología espacial, COLMENA involucra diferentes disciplinas que aportan enfoques desde diferentes perspectivas que se retroalimentan para la producción de una carga útil que cumpla una función o serie de funciones muy específicas, sobreviviendo en un ambiente hostil al que no estamos familiarizados en la superficie terrestre. Para sobrevivir este ambiente se tienen que realizar cálculos, simulaciones numéricas y pruebas experimentales para asegurar que el diseño y la manufactura le permitan al instrumento sobrevivir y funcionar correctamente a lo largo de toda la misión.

En esta tesis se estudian los ambientes térmicos que atravesará la misión y se realiza el análisis térmico de COLMENA en los casos mas críticos de su misión.

Para este trabajo se utilizó un software llamado Thermal Desktop. Esta suite contiene varios módulos que trabajan en conjunto para poder resolver modelos térmicos complejos, está especializada para la ingeniería espacial y permite el modelado térmicos de cargas útiles en estos ambientes.

El reto consiste en realizar un modelo correcto, utilizando el software para obtener los resultados más representativos de la realidad, para eso hay que entender las bases

teóricas en las que se apoya el funcionamiento del software, y al mismo tiempo las herramientas con las que éste dispone para modelar escenarios correspondientes a la realidad.

En el primer capítulo se presentan las bases teóricas de los fenómenos de transporte conductivo y radiativo de calor y en el segundo capítulo se muestran algunos métodos de discretización de la ecuación de calor por diferencias finitas, los cuales son indispensables para resolver computacionalmente modelos térmicos complejos. Las dos últimas secciones de este segundo capítulo presentan el método de Crank-Nicolson para las ecuaciones de difusión de calor y balance de calor.

El tercer capítulo presenta el software utilizado: Thermal Desktop, un software especializado para análisis térmico de sistemas espaciales. Aquí se describen los bloques y herramientas que se utilizaron para la construcción de los modelos térmicos y la solución de las simulaciones. En el cuarto capítulo hablamos de la misión COLMENA y sus objetivos, también describimos la carga útil y se presenta el Peregrine Lander, nave que transportará a COLEMNA hasta la superficie lunar. En el capítulo cinco se describen los ambientes térmicos más críticos que atravesará COLMENA a lo largo de la misión, estos incluyen las órbitas lunares, el descenso a la superficie lunar y finalmente el ambiente sobre la superficie de la Luna.

Con la información de los capítulos cuatro y cinco se pueden presentar los modelos computacionales que fueron construidos para ser resueltos en Thermal Desktop, esto se hace en el sexto capítulo, donde se muestran las características del modelo geométrico, las propiedades radiativas y termofísicas que se les asignó a los materiales que conforman al modelo y las condiciones de frontera que definen los modelos.

Finalmente en el séptimo capítulo se presentan las soluciones de las simulaciones realizadas y se discute su significado.

Capítulo 1

Mecanismos de transferencia de calor

Dentro de los diferentes fenómenos de intercambio energético entre dos o más sistemas se encuentra el intercambio de energía térmica, el cual puede ocurrir de tres maneras diferentes: conducción, radiación y convección; cada una generada por principios físicos diferentes. La conducción se origina en el intercambio de energía por la interacción entre las moléculas dentro de un cuerpo o en contacto con otro, el intercambio por radiación ocurre por la emisión y absorción de energía térmica por medio de ondas electromagnéticas; y en la convección un fluido transporta energía térmica debido al movimiento de masa dentro del mismo.

En el sistema estudiado en este trabajo, así como en una gran cantidad de sistemas espaciales, la ausencia de fluidos hace que el transporte convectivo esté ausente, por lo que no se incluye en este estudio.

A continuación se describen los fenómenos de conducción y radiación.

1.1. Conducción

Aunque este fenómeno puede ocurrir en sólidos y fluidos, en este caso sólo nos enfocaremos en los sólidos. Consiste en una transferencia energética de una región de mayor temperatura a una de menor temperatura, y se origina debido a la vibración de las moléculas del material y a los electrones libres que puedan existir dentro de éste, por lo que el fenómeno depende de las propiedades del material. También hay

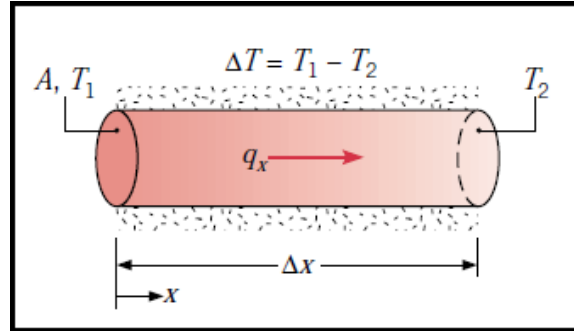


Figura 1.1: Flujo de calor en el estado estacionario.(Incropera et al., 2007)

un factor geométrico presente, pues entre mayor sea la distancia entre ambas regiones menor será la rapidez de esta transferencia, y entre mayor sea el área transversal del elemento que las conecta mayor es la rapidez de este transporte.

Para explicar este fenómeno la primera aproximación es analizar el flujo de calor a través de un objeto de composición homogénea y sección transversal constante A , y que presenta una frontera adiabática en toda su longitud salvo en los extremos, que se encuentran a temperaturas fijas T_1 y T_2 respectivamente.

Se observa experimentalmente que la distribución de temperaturas dentro del objeto evoluciona hasta llegar a un estado estacionario, formando un gradiente continuo y lineal entre los dos extremos, dependiendo de las temperaturas fijas en éstos puntos y su separación Δx del objeto de la forma:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{T_2 - T_1}{\Delta x} \quad (1.1)$$

Además al medir la tasa de transferencia de calor q variando las dimensiones del objeto, se puede establecer que depende de estas y del gradiente de temperatura de la forma:

$$q_x = -kA \frac{dT}{dx} \quad (1.2)$$

donde el signo indica que el transporte de calor siempre será de una temperatura mayor a una menor, y k es una propiedad específica del material llamada conductividad térmica que, aunque en general puede variar con la temperatura, en este trabajo

se supone constante para cada material. Esta relación es la ley de Fourier para la conducción de calor en una dimensión. Debido a que el fenómeno de transporte de calor en objetos reales ocurre en tres dimensiones, podemos descomponer el fenómeno en sus componentes cartesianas, y si nos fijamos en el flujo a través de secciones de área infinitesimales, podemos escribir las componentes del flujo de calor como:

$$q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x} dydz \quad q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y} dx dz \quad q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z} dx dy \quad (1.3)$$

Usaremos estas expresiones más adelante.

1.1.1. Ecuación de difusión de calor

El objetivo principal del análisis térmico es el de conocer las distribuciones de temperatura de un objeto dadas sus condiciones de frontera, o en su caso, conocer los flujos de calor dentro del objeto dada su distribución de temperaturas. Para esto la ecuación de calor es una gran herramienta; si fijamos las contribuciones radiativas y las regiones con temperaturas o flujos de calor establecidos como condiciones de frontera, entonces la distribución de temperaturas dentro del objeto se puede obtener como función del tiempo resolviendo la ecuación de difusión de calor.

Esta ecuación se puede derivar de la ley de Fourier, tomando un volumen infinitesimal de control dentro del objeto a analizar. Como siempre, haremos varias suposiciones para simplificar el problema y nos contentaremos con un medio homogéneo que tiene una constante de conductividad térmica k .

También supondremos que tenemos condiciones de frontera que generarán gradientes de temperatura, por ejemplo: existen dos puntos del objeto a temperaturas diferentes. Estas condiciones de frontera, al generar gradientes de temperatura dentro del objeto, dan lugar a la existencia de flujos de calor. Al analizar un volumen infinitesimal como en la figura 1.2 el flujo ocurrirá a través de las caras opuestas del volumen. Si los flujos entrantes en las caras x , y , z son q_x , q_y , q_z respectivamente, el calor entrante será la suma de estos términos:

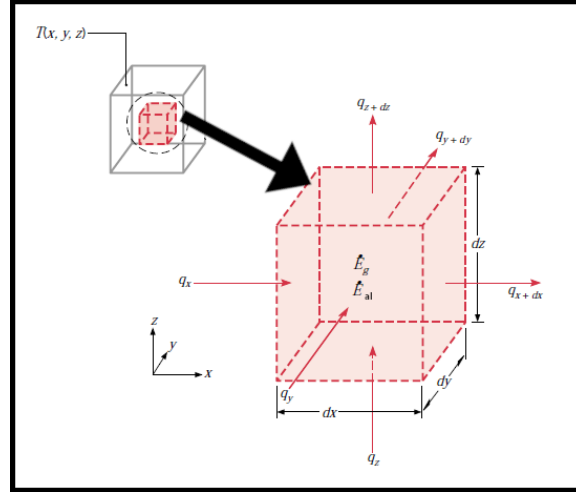


Figura 1.2: Volumen diferencial de control para el análisis de conducción de calor. (Incropera et al., 2007)

$$\dot{E}_e = q_x + q_y + q_z \quad (1.4)$$

Se puede evaluar el flujo de calor saliente en las caras opuestas utilizando series de Taylor. Los componentes del calor saliente quedan expresados a primer orden como:

$$q_{x+dx} = q_x + \frac{\partial q_x}{\partial x} dx \quad q_{y+dy} = q_y + \frac{\partial q_y}{\partial y} dy \quad q_{z+dz} = q_z + \frac{\partial q_z}{\partial z} dz \quad (1.5)$$

Y la energía total saliente será la suma de estos términos:

$$\dot{E}_s = q_{x+dx} + q_{y+dy} + q_{z+dz} \quad (1.6)$$

Si existe generación de energía térmica en el interior del volumen infinitesimal, ésta puede expresarse como:

$$\dot{E}_g = \dot{q} dx dy dz \quad (1.7)$$

Con \dot{q} la energía generada por unidad de volumen por unidad de tiempo.

Los materiales también presentan un efecto de almacenamiento de energía calorífica que mientras no ocurra un cambio de estado tiene la forma:

$$\dot{E}_{al} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz \quad (1.8)$$

con ρ la densidad y c_p el calor específico del material. Puede llamarse a la cantidad $C = \rho c_p dx dy dz$ capacitancia térmica, pues esta cantidad determina la capacidad del material para almacenar energía térmica.

Continuando con el análisis, al suponer que la energía se conserva, en un intervalo de tiempo la energía que entra al volumen más la que se genere dentro, debe ser igual a la energía almacenada en el volumen más la energía que sale del volumen.

$$\dot{E}_e + \dot{E}_g = \dot{E}_{al} + \dot{E}_s \quad (1.9)$$

Al sustituir las expresiones para los diferentes flujos de energía se obtiene:

$$q_x + q_y + q_z + \dot{q} dx dy dz = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz + q_{x+dx} + q_{y+dy} + q_{z+dz} \quad (1.10)$$

Sustituyendo las expansiones para los flujos salientes y reagrupando la expresión resultante es:

$$-\frac{\partial q_x}{\partial x} dx - \frac{\partial q_y}{\partial y} dy - \frac{\partial q_z}{\partial z} dz + \dot{q} dx dy dz = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz \quad (1.11)$$

Y dividiendo entre el volumen control $dx dy dz$:

$$-\frac{1}{dy dz} \frac{\partial q_x}{\partial x} - \frac{1}{dx dz} \frac{\partial q_y}{\partial y} - \frac{1}{dx dy} \frac{\partial q_z}{\partial z} + \dot{q} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1.12)$$

Recordando las expresiones de la ley de Fourier expuestas en la ecuación 1.3, obtenemos la expresión:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1.13)$$

Si dividimos entre la constante k y renombramos $\alpha = \frac{1}{\rho c_p}$ obtenemos finalmente la ecuación de difusión de calor:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \frac{\dot{q}}{k} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1.14)$$

1.2. Radiación

Todos los objetos emiten radiación electromagnética debido a su temperatura, esta radiación tiene una distribución de potencia en todo el espectro electromagnético, pero su mayor contribución ocurre en las regiones del visible y el infrarrojo.

Si se integran las contribuciones de la potencia por unidad de área emitida en todo el espectro por un objeto con una superficie a cierta temperatura T , se obtiene una cantidad llamada potencia emisiva superficial E , también es por unidad de área y se observa que esta potencia emisiva superficial es proporcional a la cuarta potencia de la temperatura T . Esta relación es conocida como la Ley de Stefan-Boltzmann:

$$E = \epsilon \sigma T^4 \quad (1.15)$$

Donde σ es una constante universal llamada constante de Stefan-Boltzmann y ϵ es una propiedad de la superficie del objeto llamada emisividad, tomando valores $0 < \epsilon < 1$ para objetos reales, con 1 para el cuerpo negro ideal.

En caso de que la superficie del objeto sea isotérmica la potencia emisiva total, será:

$$Q = EA = A\epsilon\sigma T^4 \quad (1.16)$$

Donde A es el área de la superficie del objeto.

En las superficies también existe radiación incidente G que proviene de los demás objetos. Del total de radiación incidente una fracción G_a suele ser absorbida por el objeto. El coeficiente que describe que porcentaje de radiación es absorbida por una superficie es llamado absorptividad α que también toma valores $0 < \alpha < 1$ para objetos reales, con 1 para el cuerpo negro ideal.

La radiación no absorbida puede ser reflejada G_r o transmitida G_t a través del

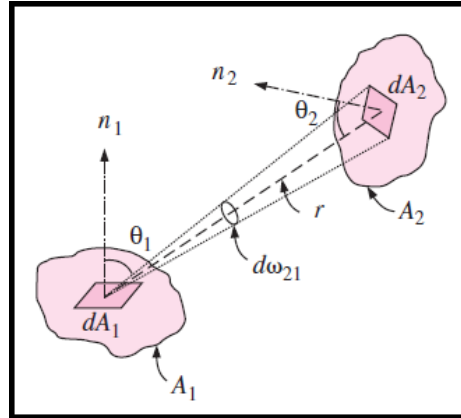


Figura 1.3: Dos diferenciales de área en dos superficies que interactúan radiativamente.

objeto. En el problema térmico se considerarán sólo estas tres interacciones, así su suma será la energía incidente total.

Puede haber otros fenómenos en que se distribuya la energía radiativa incidente a la superficie, sobre todo en regiones del espectro más energéticas, como efecto fotoeléctrico para UV y dispersión de rayos X, estos fenómenos son ajenos al caso de estudio.

1.2.1. Factores de forma

Si se tienen dos superficies A_1 y A_2 que interactúan radiativamente, se define el factor de forma $F_{1 \rightarrow 2}$ como la cantidad de radiación saliente de A_1 e interceptada por A_2 . Para analizar este factor tomemos elementos diferenciales de área dA_1 y dA_2 . Existe un único segmento de recta que conecta ambos elementos, este segmento tiene longitud r y forma los ángulos θ_1 y θ_2 con las normales n_1 y n_2 respectivamente.

También asumimos que la radiación que sale de cada superficie es independiente de la dirección, a esto le llamamos radiación difusa.

Sea I_1 la intensidad de radiación que abandona la diferencial de superficie dA_1 y que está compuesta por radiación emitida y reflejada, y que supondremos que es constante en toda la superficie, y por ser A_1 una superficie difusa es independiente de la dirección. Entonces la cantidad de esta radiación que incidirá sobre dA_2 será:

$$dQ_{1 \rightarrow 2} = I_1 dA_1 \cos(\theta_1) d\omega_1 \quad (1.17)$$

Siendo ω_1 el ángulo sólido subtendido por dA_2 visto desde dA_1 y cuya diferencial está dada por:

$$d\omega_1 = \frac{dA_2 \cos(\theta_2)}{r^2} \quad (1.18)$$

Con esta sustitución la ecuación 1.17 toma la forma:

$$dQ_{1 \rightarrow 2} = \frac{I_1 dA_1 \cos(\theta_1) dA_2 \cos(\theta_2)}{r^2} \quad (1.19)$$

Si integramos en ambas superficies obtenemos la cantidad total de radiación que sale de A_1 y llega a A_2 :

$$Q_{1 \rightarrow 2} = I_1 \int_{A_1} \int_{A_2} \frac{\cos(\theta_1) \cos(\theta_2) dA_1 dA_2}{r^2} \quad (1.20)$$

Para evaluar la cantidad total de radiación que sale de A_1 primero observemos que para cada punto en esta superficie, la radiación sale en todas direcciones, integrando su proyección sobre todo el hemisferio que cubre el campo visual de A_1 :

$$Q_{1tot} = \pi I_1 \int_{A_1} dA_1 = I_1 \pi A_1 \quad (1.21)$$

Por definición, el factor de forma $F_{1 \rightarrow 2}$ es la cantidad de radiación que sale de A_1 y llega a A_2 dividida entre la cantidad de radiación total que sale de A_1 , entonces:

$$F_{1 \rightarrow 2} = \frac{Q_{1 \rightarrow 2}}{Q_{1tot}} = \frac{1}{\pi A_1} \int_{A_1} \int_{A_2} \frac{\cos(\theta_1) \cos(\theta_2) dA_1 dA_2}{r^2} \quad (1.22)$$

Este factor de forma está involucrado fuertemente en el intercambio radiativo entre las dos superficies.

Análogamente el factor de forma $F_{2 \rightarrow 1}$ es:

$$F_{2 \rightarrow 1} = \frac{1}{\pi A_2} \int_{A_2} \int_{A_1} \frac{\cos(\theta_2) \cos(\theta_1) dA_2 dA_1}{r^2} \quad (1.23)$$

De estas dos ecuaciones anteriores se deduce la relación de reciprocidad :

$$A_1 F_{1 \rightarrow 2} = A_2 F_{2 \rightarrow 1} \quad (1.24)$$

También es importante notar que en un sistema cerrado con paredes, toda la radiación saliente de alguna superficie A_i interceptará alguna otra superficie del sistema, por lo que se tiene la regla de la suma:

$$\sum_{j=1}^N F_{ij} = 1 \quad (1.25)$$

En un recinto cerrado cada superficie A_i recibe una irradiancia total G_i proveniente de las contribuciones de todas las superficies. Si suponemos que la superficie es opaca, una parte de la irradiancia incidente $\alpha_i G_i$ será absorbida y el resto $\rho_i G_i$ será reflejada. α es llamada absorptividad y ρ_i reflectividad, y por supuesto $\alpha_i + \rho_i = 1$, además supondremos que la emisividad ϵ_i tiene el mismo valor que la absorptividad, caso que ocurre en gran parte de los materiales reales, llamaremos a una superficie con esta característica superficie gris, por lo que en este caso se cumplen las relaciones:

$$\alpha_i = 1 - \rho_i \quad ; \quad \rho_i = 1 - \alpha_i = 1 - \epsilon_i \quad (1.26)$$

Definimos la radiosidad J_i de una superficie A_i como la suma de la radiación E_i emitida por la superficie y la parte de la irradiancia que es reflejada $\rho_i G_i$, es decir toda la radiación que abandona la superficie:

$$J_i = E_i + \rho_i G_i \quad (1.27)$$

La radiación emitida por la superficie E_i es una fracción ϵ_i de la que emitiría una superficie negra: $E_i = \epsilon_i E_{n_i}$. Usando las relaciones 1.26 la radiosidad se puede escribir:

$$J_i = \epsilon_i E_{n_i} + (1 - \epsilon_i) G_i \quad (1.28)$$

Considerando la radiosidad y la irradiancia en la superficie el intercambio radiativo entre la superficie y el entorno es la resta de estas cantidades:

$$Q_{rad} = A_i (J_i - G_i) \quad (1.29)$$

Con estas dos últimas expresiones podemos escribir el intercambio radiativo ocurrido en la superficie cómo:

$$Q_{rad} = \frac{E_{n_i} - J_i}{(1 - \epsilon_i) \epsilon_i A_i} \quad (1.30)$$

Que queda expresando en las propiedades de la superficie y la irradiancia que llega a ésta.

1.3. Intercambio radiativo entre superficies

Dentro de un recinto cerrado la razón en la que la radiación originada por las superficies del entorno llega a una superficie A_i es:

$$A_i G_i = \sum_{j=1}^N F_{ji} A_j J_j \quad (1.31)$$

Utilizando la relación de reciprocidad:

$$A_i G_i = \sum_{j=1}^N A_i F_{ij} J_j \quad (1.32)$$

por lo que:

$$G_i = \sum_{j=1}^N F_{ij} J_j \quad (1.33)$$

Sustituyendo en la ecuación 1.30 se tiene:

$$Q_{rad_i} = A_i \left(J_i - \sum_{j=1}^N F_{ij} J_j \right) \quad (1.34)$$

Por la regla de la suma:

$$Q_{rad_i} = A_i \left(\sum_{j=1}^N F_{ij} J_i - \sum_{j=1}^N F_{ij} J_j \right) \quad (1.35)$$

$$Q_{rad_i} = \sum_{j=1}^N A_i F_{ij} (J_i - J_j) \quad (1.36)$$

Para el caso en que todas las superficies tratadas tengan propiedades de cuerpo negro, no existe radiación reflejada y la radiación emitida está descrita por la ley de Stephan-Boltzmann (ecuación 1.15):

$$Q_{rad_i} = \sum_{j=1}^N A_i F_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (1.37)$$

Dónde T_i , T_j son las temperaturas de las caras correspondientes. En el caso de superficies que no sean negras las expresiones para la radiosidad se hacen más complejas, pero el problema se puede resolver teniendo las expresiones o valores de las radiosidades y los factores de forma, entonces el intercambio se puede calcular con la ecuación 1.36. El análisis para estos casos no se tratará en este trabajo, pues el programa utiliza un método alternativo que abordaremos ya que hayamos hablado del software.

En el caso de las superficies negras, podemos renombrar el factor $A_i F_{ij} \sigma = \hat{G}_{n_i}$ como la conductancia radiativa, y tiene la información del acoplamiento entre las superficies pues determina qué tanto calor se transfiere según la diferencia de temperaturas entre las superficies, sus unidades son W/K^4 . Para superficies en general existe este término de acoplamiento aunque su forma explícita depende del fenómeno y el tipo de análisis, es decir, que en general podemos escribir el intercambio entre dos superficies opacas, difusas y grises como:

$$Q_{rad_i} = \sum_{j=1}^N \hat{G}_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (1.38)$$

Capítulo 2

Métodos computacionales de transferencia de calor

La solución analítica de la ecuación de calor es por lo general difícil de calcular salvo para casos muy sencillos. Los modelos térmicos de situaciones reales suelen ser muy complejos y es necesario echar mano de recursos computacionales para encontrar aproximaciones numéricas a las soluciones. Uno de los métodos más utilizados es el de discretización de ecuaciones diferenciales por diferencias finitas, se basa en tomar la aproximación de la derivada de una función utilizando expansiones en series de Taylor. Este método es en el que se basa el software empleado en este trabajo de tesis. El método

Partimos en una dimensión con la definición de la derivada de una función, dada por el límite tan familiar:

$$\frac{df(x)}{dx} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{\Delta x} \quad (2.1)$$

Para un valor suficientemente pequeño de Δx el argumento se aproxima a la derivada evaluada en x , salvo un error de truncamiento. Para evaluar la función $f(x)$ en un intervalo Δx hacia adelante, la expansión de Taylor progresiva es:

$$f(x_0 + \Delta x) = f(x_0) + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x_0} \Delta x + \left. \frac{d^2 f}{dx^2} \right|_{x_0} \frac{\Delta x^2}{2!} + \dots \quad (2.2)$$

Si queremos encontrar el valor de la función un intervalo Δx hacia atrás usamos la expansión de Taylor regresiva:

$$f(x_0 - \Delta x) = f(x_0) - \left. \frac{df}{dx} \right|_{x_0} \Delta x + \left. \frac{d^2 f}{dx^2} \right|_{x_0} \frac{\Delta x^2}{2!} + \dots \quad (2.3)$$

Reordenando estas dos expresiones podemos obtener las representaciones para la derivada de la función progresiva:

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_0} = \frac{f(x_0 + \Delta x) - f(x_0)}{\Delta x} + O_+(\Delta x) \quad (2.4)$$

y regresiva:

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_0} = \frac{f(x_0) - f(x_0 - \Delta x)}{\Delta x} + O_-(\Delta x) \quad (2.5)$$

En estas expresiones, los términos $O_+(\Delta x)$ y $O_-(\Delta x)$ representan los errores de truncamiento, que en este caso son de primer orden.

Si sustraemos la expansión regresiva a la progresiva obtenemos la llamada aproximación central:

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_0} = \frac{f(x_0 + \Delta x) - f(x_0 - \Delta x)}{2\Delta x} + O(\Delta x^2) \quad (2.6)$$

En este caso los términos de primer orden se eliminan y el error de truncamiento $O(\Delta x^2)$ es de segundo orden.

Asimismo, al sumar ambas aproximaciones se puede obtener la aproximación central de la segunda derivada :

$$\left. \frac{d^2 f}{dx^2} \right|_{x_0} = \frac{f(x_0 + \Delta x) + f(x_0 - \Delta x) - 2f(x_0)}{\Delta x^2} + O(\Delta x^2) \quad (2.7)$$

Estas aproximaciones toman sólo los primeros términos de las expansiones de Taylor, pero se pueden tomar más términos, reduciendo el error de truncamiento. Para los fines de esta presentación del método nos quedaremos con estas primeras aproximaciones.

2.1. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método explícito

El problema central del análisis térmico computacional estudia la ecuación de difusión de calor. Aquí presentaremos el análisis para el caso unidimensional, el cual puede generalizarse al caso tridimensional. Supondremos que queremos resolver la ecuación de calor en una dimensión y discretizaremos el dominio en M intervalos regulares Δx . A los extremos de cada intervalo le llamaremos nodos. También es necesario discretizar el tiempo, en este caso usaremos intervalos temporales regulares.

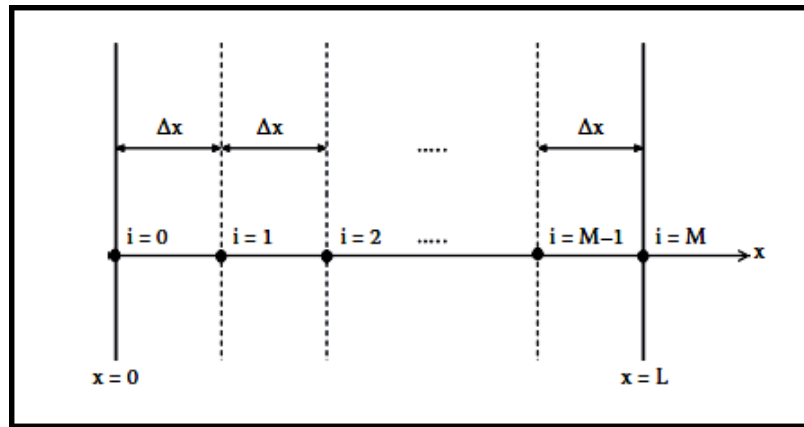


Figura 2.1: Discretización espacial de un dominio de una dimensión, en donde el paso Δx es uniforme. (Özişik et al., (2017)

Partamos de la ecuación de calor unidimensional sin fuentes:

$$\frac{\partial T(x, t)}{\partial t} = \alpha \frac{\partial^2 T(x, t)}{\partial x^2} \quad (2.8)$$

La discretización progresiva con precisión de primer orden para el término temporal es:

$$\frac{\partial T(x, t)}{\partial t} = \frac{T(x, t + \Delta t) - T(x, \Delta t)}{\Delta t} = \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} \quad (2.9)$$

Donde los superíndices indican los pasos temporales y los subíndices los espaciales. La discretización central espacial con precisión de segundo orden es:

$$\alpha \frac{\partial^2 T(x, t)}{\partial x^2} = \alpha \frac{T(x + \Delta x, t) + T(x - \Delta x, t) - 2T(x, t)}{\Delta x^2} = \alpha \frac{T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n}{\Delta x^2} \quad (2.10)$$

De modo que la ecuación de difusión queda aproximada por la expresión:

$$\frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \alpha \frac{T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n}{\Delta x^2} + O(\Delta t, \Delta x^2) \quad (2.11)$$

De aquí se puede conocer la temperatura en el tiempo $n+1$, en función de los valores de T para tiempos anteriores en los nodos circundantes:

$$T_i^{n+1} = \frac{\alpha \Delta t}{\Delta x^2} [T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n] + T_i^n + O(\Delta t, \Delta x^2) \quad (2.12)$$

Utilizando la sustitución $r = \frac{\alpha \Delta t}{\Delta x^2}$ la expresión anterior puede escribirse cómo:

$$T_i^{n+1} = rT_{i-1}^n + (1 - 2r)T_i^n + rT_{i+1}^n \quad (2.13)$$

Si las condiciones de frontera, es decir, las temperaturas en los extremos son conocidas para todos los valores de tiempo, los valores para todas las temperaturas en todos los nodos espaciales pueden conocerse sustituyendo estos valores y realizando operaciones iterativas.

2.2. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método implícito

Otra forma de abordar la ecuación de calor es el método implícito, que discretiza la ecuación de calor y genera una cantidad de ecuaciones algebraicas igual al número de nodos de la malla, las cuales se deben solucionar simultaneamente en cada iteración temporal.

Para aplicar el método implícito a la ecuación de calor unidimensional, se discretiza el término espacial en el tiempo $n+1$ utilizando la aproximación central:

$$\left. \frac{\partial^2 T(x, t)}{\partial x^2} \right|_{i, n+1} = \frac{T_{i+1}^{n+1} + T_{i-1}^{n+1} - 2T_i^{n+1}}{\Delta x^2} + O(\Delta x^2) \quad (2.14)$$

Y se discretiza el término temporal también para el tiempo $n+1$ utilizando la aproximación regresiva:

$$\left. \frac{\partial T(x, t)}{\partial t} \right|_{i, n+1} = \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} + O(\Delta t) \quad (2.15)$$

Así la aproximación discretizada de la ecuación de calor en el método implícito queda:

$$\frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \alpha \frac{T_{i+1}^{n+1} + T_{i-1}^{n+1} - 2T_i^{n+1}}{\Delta x^2} \quad (2.16)$$

2.3. Discretización de la ecuación difusión de calor por diferencias finitas, método de Crank-Nicolson

El método de Crank-Nicolson permite eliminar la restricción del tamaño de paso temporal y además tiene un error de truncado de segundo orden tanto espacial y temporal . Para este método se toma la expresión implícita del término temporal y el promedio aritmético de las expresiones implícita y explícita del término espacial:

$$\frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \frac{\alpha}{2} \left[\frac{T_{i+1}^{n+1} + T_{i-1}^{n+1} - 2T_i^{n+1}}{\Delta x^2} + \frac{T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n}{\Delta x^2} \right] \quad (2.17)$$

Esto se puede generalizar tomando un promedio pesado de ambas expresiones espaciales:

$$\frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \alpha \left[\theta \frac{T_{i+1}^{n+1} + T_{i-1}^{n+1} - 2T_i^{n+1}}{\Delta x^2} + (1 - \theta) \frac{T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n}{\Delta x^2} \right] \quad (2.18)$$

Con diferentes valores de θ genera diferentes valores del error de truncado. En caso de que exista un calor externo impreso sobre el nodo, la expresión queda:

$$\frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = Q_i + \alpha \left[\theta \frac{T_{i+1}^{n+1} + T_{i-1}^{n+1} - 2T_i^{n+1}}{\Delta x^2} + (1 - \theta) \frac{T_{i+1}^n + T_{i-1}^n - 2T_i^n}{\Delta x^2} \right] \quad (2.19)$$

2.4. Discretización de la ecuación de balance de energía

En un modelo tridimensional más complejo se puede pensar que cada nodo de la red está relacionado con cada uno de los nodos restantes debido a su interacción térmica que puede ser conductiva, radiativa o no existir.

En una iteración temporal t_n el intercambio por conducción entre dos nodos n_i y n_j dentro de un mismo material obedece la ley de Fourier:

$$Q_{cond_{ij}} = G_{ij}(T_i^n - T_j^n) \quad (2.20)$$

Donde T_i^n es la temperatura del nodo n_i en la iteración temporal t_n y la conductancia lineal entre ambos nodos es $G_{ij} = -kA/L$.

Por otro lado, el intercambio radiativo entre dos de los nodos toma la forma:

$$Q_{rad_{ij}} = \hat{G}_{ij}[(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4] \quad (2.21)$$

Siendo \hat{G}_{ij} la conductancia radiativa entre ambos nodos, o factor de intercambio radiativo.

Si se genera algún calor dentro del nodo, por ejemplo debido a una resistencia eléctrica se tiene:

$$\dot{E}_g = Q_i \quad (2.22)$$

Finalmente cada nodo puede almacenar energía debido a que representa un elemento de volumen con masa y de un material con calor específico, así que la energía acumulada en un elemento de volumen v de material por unidad de tiempo, debido a

la capacitancia térmica del material es:

$$\dot{E}_{al} = v\rho c_p \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} \quad (2.23)$$

Tomando en cuenta todas estas contribuciones la ecuación de balance de calor toma la forma:

$$v\rho c_p \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} = Q_i + G_{ij}(T_i^n - T_j^n) + \hat{G}_{ij}[(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4] \quad (2.24)$$

Ahora, si tomamos la aproximación regresiva del término derecho:

$$V\rho c_p \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} = Q_i + G_{ij}(T_i^{n+1} - T_j^{n+1}) + \hat{G}_{ij}[(T_i^{n+1})^4 - (T_j^{n+1})^4] \quad (2.25)$$

Y sumamos ambas ecuaciones obtenemos la expresión de para la ecuación de balance de calor entre dos nodos:

$$\begin{aligned} 2C_i \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} &= 2Q_i + \{G_{ij}(T_i^n - T_j^n) + \hat{G}_{ij}[(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4]\} + \\ &+ \{G_{ij}(T_i^{n+1} - T_j^{n+1}) + \hat{G}_{ij}[(T_i^{n+1})^4 - (T_j^{n+1})^4]\} \end{aligned} \quad (2.26)$$

Y si sumamos todas las interacciones de un nodo i con todos los demás nodos de la red obtenemos la ecuación:

$$\begin{aligned} 2C_i \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} &= 2Q_i + \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_i^n - T_j^n) + \hat{G}_{ij}[(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4]\} + \\ &+ \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_i^{n+1} - T_j^{n+1}) + \hat{G}_{ij}[(T_i^{n+1})^4 - (T_j^{n+1})^4]\} \end{aligned} \quad (2.27)$$

Si la capacitancia C_i del nodo i es diferente de cero la ecuación tiene un término de evolución temporal y las soluciones evolucionarán con el tiempo; es decir las temperaturas serán dependientes del tiempo. Por otro lado, una capacitancia cero

hará que el término temporal desaparezca, por lo que su solución será una solución estacionaria.

Capítulo 3

Thermal Desktop

3.1. Información técnica

Thermal Desktop Suite versión 6.2

Thermal Desktop

SINDA/FLUINT

Módulos

RadCad

EZXY

3.2. Descripción general

Thermal Desktop es una suite de software especializada en modelar sistemas y escenarios térmicos espaciales. Sus diferentes módulos permiten el modelado geométrico y mallado de geometrías, especificación de ambientes externos, solución de ecuaciones de intercambio de calor por conducción, radiación y transporte de fluidos, interpretación y muestra de resultados, e intercambio de geometrías y datos con otro software de simulación como ANSYS.

El módulo con el que el usuario interactúa de manera directa es también llamado Thermal Desktop. Es la interfaz de más alto nivel que consiste en un ambiente integrado a Autodesk AutoCad, desde el cual se pueden crear e importar modelos

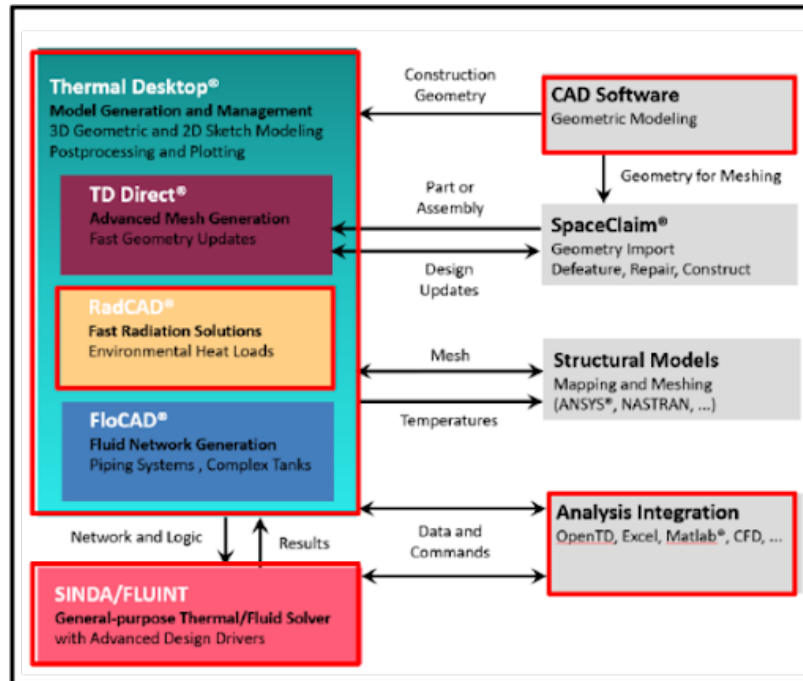


Figura 3.1: Bloques que integran la suite Thermal Desktop y bloques externos con los que se puede retroalimentar. En rojo se marcan los que se utilizaron en este trabajo.

geométricos. Dentro de esta interfaz existe una serie de menús desplegables asociados a los diferentes módulos de la suite. Éstos permiten especificar las características geométricas, conductivas y radiativas del modelo, generar ambientes térmicos externos, e indicar el tipo y las características de las soluciones que se requieren, además de desplegar y exportar los resultados de los cálculos en gráficas, mapas de color o archivos csv, entre otros.

El módulo RadCAD calcula los factores de forma entre las superficies del modelo e incorpora los flujos externos como el flujo solar o proveniente de planetas o lunas.

La salida de Thermal Desktop y RadCAD son los coeficientes de acoplamiento conductivo y radiativo entre los diferentes nodos.

La máquina que resuelve las ecuaciones de calor es SINDA/FLUINT y utiliza una integración de diferentes métodos computacionales como diferencias finitas y elementos finitos. Finalmente, la interfaz EZXY permite extraer los resultados numéricos y graficarlos o exportarlos.

A continuación se da una descripción más detallada de los módulos de la suite y se

incluyen las funciones principales de cada parte del software que fueron utilizadas para el modelado de COLMENA; no está de más mencionar que no se explican todas las funciones ni elementos disponibles en el programa y cada característica mencionada tiene una variedad de parámetros que pueden ser ajustados, los cuales no fueron utilizados en su totalidad.

3.3. Diseño y construcción de modelos

El primer paso para construir un modelo en Thermal Desktop es dibujar un modelo geométrico que represente el modelo real. En las simulaciones térmicas los modelos geométricos pueden ser simplificados y no necesitan tener un gran nivel de detalle como en el caso del modelado mecánico. Lo que sí es importante es conseguir representar las principales formas y dimensiones de los objetos que participan en el intercambio de calor, así como las propiedades térmicas de sus materiales y por supuesto, especificar las condiciones de frontera y las fuentes de calor dentro del modelo. La posibilidad de simplificar el modelo permite que gran parte de éste sea construido con formas geométricas sencillas, llamadas formas primitivas: rectángulos, discos, cilindros, esferas, prismas y toroides que son mallados en diferencias finitas. En caso de que exista alguna parte del modelo que no pueda ser simplificado a uno o varios elementos primitivos, se puede construir partiendo de una superficie o un sólido de AutoCad y utilizando la herramienta TD Mesh, que permite construir una malla bidimensional o tridimensional compuesta por elementos finitos. Las diferentes partes geométricas del modelo se deben conectar térmicamente entre sí para permitir el correcto flujo de calor.

A continuación se describen los elementos que se pueden utilizar para dibujar el modelo:

3.3.1. Nodos

Son los elementos fundamentales de las redes térmicas que se construyen en Thermal Desktop y son resueltas en SINDA, cada nodo representa un elemento de la

discretización espacial de la red térmica y tiene asociadas propiedades térmicas que responden a diferentes necesidades del modelo. Pueden crearse nodos individuales, y también son creados automáticamente con las superficies y mallas de Thermal Desktop.

Existen tres tipos de nodos:

Nodos difusivos: tienen masa térmica, de modo que pueden almacenar y liberar energía. Son caracterizados por tres parámetros, la temperatura: su capacitancia térmica y el calor externo que reciben de alguna fuente. La capacitancia de un nodo está calculada por el producto del volumen, la densidad y el calor específico del material.

Nodos Aritméticos: carecen de masa y capacitancia térmica, en cada iteración se resuelven como en caso estacionario, a pesar de que el modelo completo pueda estar en un caso transitorio. Se caracterizan por su temperatura y calor recibido.

Nodos de frontera: tienen una capacitancia térmica infinita y una temperatura definida que puede ser constante o variar con el tiempo.

3.3.2. Superficies delgadas

Una superficie delgada es modelada como una malla bidimensional con divisiones discretas, a cada elemento de la malla le corresponde un nodo. Sólo tiene dos lados que contribuyen radiativamente con el resto del modelo. Se utilizan cuando el objeto modelado tiene un grosor mucho menor que las dimensiones de su superficie y los gradientes que se esperan a lo largo del grosor son pequeños. Pueden ser creadas utilizando las formas primitivas de Thermal Desktop que dan lugar a superficies tratadas por diferencias finitas, o también pueden generarse mediante el mallado de superficies de AutoCad dando lugar a una superficie tratada por elementos finitos.

Estas superficies son caracterizadas por los siguientes parámetros cuyo valor se debe definir según las propiedades del modelo:

Subdivisión: especifica las posiciones de los nodos a lo largo de cada dirección principal de la superficie, la separación de los intervalos puede especificarse de manera regular o irregular.

Radiación: especifica las propiedades radiativas de cada cara de la superficie,

asignando algún material de la base de datos que se está utilizando.

Lados activos: especifica que lados de la superficie van a participar en los cálculos radiativos. Cada lado de la superficie puede participar o no en las diferentes soluciones radiativas.

Conducción/Capacitancia: asigna las propiedades de conducción y capacitancia de la superficie, asignando materiales de la base de datos.

Parámetros geométricos: para las figuras nativas se especifican los tamaños de cada dimensión principal, además de ángulos de inicio y final para figuras circulares. También se le asigna un grosor “virtual” que es utilizado para realizar cálculos de conducción y capacitancia térmica, pero no es mostrado en la geometría del modelo y no forma una superficie que participe en los análisis de intercambio radiativo. En las superficies importadas los parámetros geométricos son heredados de la superficie original.

3.3.3. Geometrías sólidas

Aquellas geometrías sólidas en que el volumen tiene que tomarse en cuenta pueden construirse con los sólidos nativos del programa o mallando un sólido de AutoCad.

Las geometrías sólidas nativas que pueden usarse son: prismas rectangulares, cilindros, esferas y conos.

En las geometrías nativas los sólidos se tratan con diferencias finitas y los sólidos importados son tratados con elementos finitos. Estos sólidos están caracterizados por los mismos parámetros de subdivisión, radiación, conducción/capacitancia, y parámetros geométricos generalizados a las tres dimensiones.

3.3.4. Acoplamientos conductivos

Por lo general los modelos están compuestos de más de un elemento geométrico, los cuales están acoplados de manera que exista conducción entre ellos. El programa permite tres maneras de acoplar estos elementos: conductores, conectores y fusión de nodos coincidentes.

Conductores lineales

Se utilizan para conectar un nodo con otros elementos del modelo, suelen utilizarse para representar cables o tornillos. El resultado es un elemento con cierta conductancia [W/K] pero sin masa por lo que no presenta inercia térmica.

Contactores lineales

Se utilizan para conectar dos elementos de superficie. Se usan siempre que dos superficies estén en contacto y su valor debe ser calculado para representar lo mejor posible la naturaleza de este contacto. Tampoco tienen asociados efectos de inercia térmica.

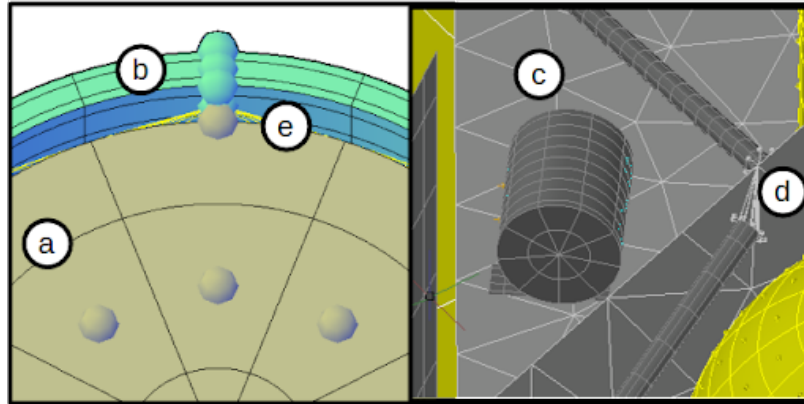


Figura 3.2: Diferentes elementos del modelo geométrico: a) superficie delgada de diferencias finitas, b) sólido primitivo de diferencias finitas, c) superficie importada y mallada en elementos finitos, d) conductores lineales, e) contactores.

Fusión de nodos coincidentes

Cuando se quiere modelar un objeto que es una sola pieza de un solo material, pero compuesta de diferentes elementos geométricos, lo ideal es dibujar estos elementos de manera que los nodos de las diferentes figuras se sobrepongan en el lugar de las uniones. Utilizando esta herramienta, los nodos que se encuentren entre sí a una distancia menor que cierto umbral se convertirán en un solo nodo, dando así continuidad conductiva entre las diferentes partes.

En la figura 3.2 se muestran los principales elementos geométricos utilizados para dibujar el modelo de COLMENA, el cual se aborda con más detalle en el capítulo 6.3.

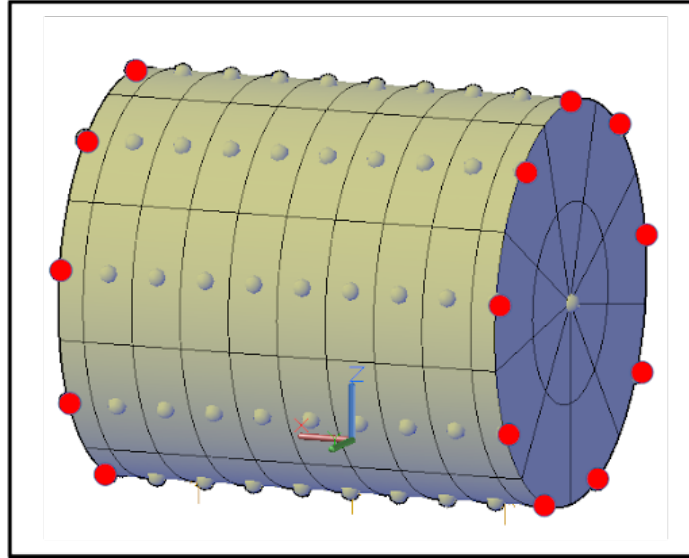


Figura 3.3: El modelo de la cofia de COLMENA está compuesto por tres piezas: un cilindro y dos tapas. La cofia real es una sola hoja de Mylar y Kapton doblada y dada forma. Para modelar esa continuidad en el material se fusionaron los nodos en las orillas del cilindro y las tapas.

3.3.5. Bases de datos de materiales

Como cada elemento del modelo se corresponde a una parte del objeto real, su comportamiento térmico está definido por su forma y el material del que están compuestos.

Una vez generado un elemento geométrico, se le deben asignar las propiedades termofísicas del material con el que está construido y las propiedades ópticas de su superficie. Para esto, el programa trabaja con dos bases de datos donde se almacenan estas propiedades:

Propiedades ópticas

Las propiedades ópticas corresponden a aquellas que participan en el intercambio radiativo de calor. Se separan en dos regímenes en los que trabaja el software: solar e infrarrojo, por lo que a cada material se le asignan estas propiedades para cada rango del espectro. Las propiedades empleadas para el modelado son:

Emisividad/Absortividad: ambos valores representan la fracción de la radiación incidente que es absorbida por la superficie. La emisividad también se refiere a la fracción de radiación que emite la superficie, comparada con aquella que emitiría un cuerpo negro a la misma temperatura. Sus valores van de cero a uno.

Transmisividad: representa la fracción de radiación incidente que es transmitida a través de la superficie, toma valores entre 0 y 1. Los valores de transmisividad y emisividad deben ser tales que, para cada banda solar o infrarroja, su suma debe ser menor que 1.

Reflectividad: fracción de la radiación incidente que es reflejada por la superficie. Este valor es calculado por el programa como:

$$\text{reflectividad} = 1 - \text{emisividad} - \text{transmisividad}$$

Especularidad: fracción de radiación reflejada que es reflejada de una manera no difusa. Toma valores entre 0 y 1, con 0 para reflexión completamente difusa (independiente de la dirección) y 1 para reflexión completamente especular (direccional).

Transmisividad Especular: fracción de energía transmitida que lo hace de manera no difusa. Toma valores entre 0 y 1, con 0 para transmisión completamente difusa (independiente de la dirección) y 1 para transmisión completamente especular (direccional).

Índice de refracción: se utiliza para modelar la refracción de la radiación transmitida especularmente, utilizando la ley de Snell.

Propiedades termofísicas

Estas propiedades definen el comportamiento conductivo y difusivo de cada elemento del material y son las siguientes:

Conductividad térmica: capacidad del material para transferir energía calorífica en su interior, con unidades $[\frac{W}{mK}]$.

Calor específico: cantidad de calor necesaria para subir la temperatura de una unidad de masa del material en una unidad de temperatura, con unidades $[\frac{J}{kgK}]$.

Densidad: cantidad de masa por unidad de volumen, con unidades $[\frac{kg}{m^3}]$.

3.4. RadCAD

Este módulo realiza los cálculos de los factores de intercambio radiativo, fuentes de calor externas y órbitas, calores absorbidos, reflejados y transmitidos por las superficies del modelo.

Utiliza dos métodos principales: trazado de rayos y método de radiosidad, en este trabajo se utilizó el método de trazado de rayos que está basado en una técnica de integración estocástica llamada Monte Carlo.

3.4.1. Cálculo de factores de intercambio radiativo

Como vimos, la ecuación 2.27 de balance de calor tiene términos de acople radiativo con coeficientes de conductancia radiativa \hat{G}_{ij} . Para obtener estos factores se utiliza el trazado de rayos para estimar la cantidad de energía radiativa intercambiada entre los elementos de superficie del modelo. Utilizando rayos que salen de un nodo origen en direcciones aleatorias, se puede estimar el acople con otro nodo dependiendo de la cantidad de rayos que sean absorbidos por éste último, considerando todos los rayos que lleguen ya sea de forma directa o indirecta por medio de reflexiones o a través de un material transparente. Supondremos que estos rayos representan grupos de fotones de radiación térmica originados en cada elemento de superficie y que interactúan con el resto de las superficies, entonces computacionalmente podemos seguir la trayectoria de cada rayo y registrar sus interacciones hasta ser absorbido por alguna superficie.

Cuantificando de esta manera los rayos, podemos definir al factor de forma gris B_{ij} entre dos nodos de superficie n_i y n_j como el cociente:

$$B_{ij} = \frac{Ea_{ij}}{Ee_i} \quad (3.1)$$

Donde Ea_{ij} es la cantidad de rayos originados en el nodo n_i que son absorbidos por el nodo n_j , y Ee_i la cantidad total de rayos emitidos por el nodo n_i .

Si pensamos en Ea_{ij} y Ee_i como cantidades de energía radiante, en lugar de número de rayos, el factor B_{ij} nos puede recordar al factor de forma $F_{1 \rightarrow 2}$ pero a diferencia de éste, donde se considera la energía que viaja de n_i a n_j de manera

directa, en el caso del factor de forma gris se toma en cuenta también la cantidad de radiación que viaja indirectamente entre ambos nodos, interactuando con otras superficies en el camino.

Para obtener estos factores de forma gris entre los diferentes elementos de superficie del modelo se genera un número de rayos que salen de cada nodo en direcciones aleatorias y se sigue la trayectoria de cada rayo, si el rayo interseca alguna superficie reduce su energía según la absorptividad de la superficie, y es reflejado o transmitido según las propiedades del material. En cada interacción reduce su energía un porcentaje según la absorptividad de la superficie involucrada hasta que se encuentre debajo de un umbral de energía después del cual el rayo es absorbido completamente.

Una vez obtenido el factor de forma gris, el factor de intercambio radiativo entre el nodo n_i y el n_j se calcula cómo:

$$\hat{G}_{ij} = \sigma \epsilon_i A_i B_{ij} \quad (3.2)$$

con σ la constante de Stefan-Boltzmann, ϵ_i la emisividad de la superficie asociada al nodo n_i y A_i la superficie de la misma.

Los controles que se tienen para las rutinas de trazado de rayos son los siguientes:

Número de rayos por nodo: especifica el número máximo de rayos que saldrán de cada nodo e interactuarán con el modelo.

Error requerido: se hará el trazado de rayos hasta que el error estadístico se estime debajo de este error, o hasta haber trazado todos los rayos por nodo.

Número mínimo de rayos: el número de rayos que deberán ser trazados antes de empezar a evaluar el error estadístico.

Energía de corte: establece el porcentaje umbral de energía por debajo del cual el rayo es absorbido por la siguiente superficie con la que interactúe. De esta manera se asegura que todos los rayos que no escapen del modelo sean absorbidos en algún momento después de algún número de interacciones.

3.4.2. Fuentes externas de calor

Los ambientes espaciales en que se encontrará la misión tienen una importante componente térmica proveniente del Sol y de la superficie de la Luna. Este módulo tiene una opción para calcular estas contribuciones que permite simular posiciones y orientaciones de un instrumento relativas al Sol y a algún cuerpo celeste, como la Tierra o la Luna, y calcular fuentes externas de calor provenientes de estos cuerpos.

Tipo de ambiente: esta herramienta permite escoger una variedad de ambientes térmicos externos. El programa está especializado en ambientes espaciales, así que se pueden calcular flujos de calor de objetos en órbitas alrededor de planetas con el Sol y el planeta como fuentes de calor. Estas órbitas pueden ser cíclicas o keplerianas y el módulo calcula las posiciones alrededor del planeta, permitiendo que se reproduzcan los períodos de luz y sombra solar, así como flujos provenientes del planeta por albedo y por su temperatura superficial. También se pueden indicar pares de posición-tiempo al rededor de un planeta, donde se calculan los flujos de las mismas fuentes. Las posiciones especificadas en esta opción deben de consistir en una longitud, una latitud y una altura, de modo que se puede introducir una trayectoria tridimensional siempre y cuando se tenga una tabla de las coordenadas contra el tiempo.

Orientación: especifica la posición del modelo según restricciones respecto al marco de referencia del planeta, el Sol o el fondo de estrellas fijas.

Posiciones: selecciona las posiciones de la órbita en que se realizarán los cálculos. Se puede dividir la órbita en intervalos angulares regulares o especificar las posiciones en que se quieren los cálculos.

Información del planeta: especifica los datos planetarios para el cálculo de órbitas. Estos datos son: radio, masa gravitacional, inclinación del ecuador, duración del día sideral, duración del día solar. En el contexto de esta herramienta la Luna y cualquier satélite pueden ser tratados como planetas simplemente introduciendo los datos del cuerpo celeste en los campos correspondientes. Este método desprecia los efectos térmicos del planeta real al que orbita el satélite.

Solar: especifica el valor del flujo solar. Puede ser un flujo constante o variar con

el tiempo.

Albedo: cantidad de radiación solar reflejada por la superficie planetaria. Este valor puede ser constante para toda la superficie o variar con el tiempo. También se pueden mapear valores de albedo según las coordenadas en latitud-longitud.

IR planetario: radiación térmica originada en la superficie planetaria, debido a su temperatura. Se puede especificar como una temperatura equivalente para un cuerpo negro o como un flujo de calor.

3.5. SINDA

SINDA es el módulo del software que resuelve las ecuaciones de la red térmica construida con el ambiente Thermal Desktop en AutoCAD, y los factores radiativos calculados con RadCAD. Transforma la descripción geométrica del modelo en una red abstracta de nodos y conductores, la cual se resuelve utilizando diferentes métodos según el tipo de solución que requiera el usuario. A continuación se muestra una breve descripción de las rutinas principales que utiliza este módulo.

3.5.1. Cálculo de conductores

En este trabajo se utilizaron dos tipos de conductores: lineales y radiativos. Deben diferenciarse los conductores que utiliza SINDA con aquellos usados por Thermal Desktop y descritos anteriormente. Mientras que en Thermal Desktop, el conductor es un medio gráfico para conectar dos nodos, en SINDA el conductor es cualquier elemento que acopla térmicamente un nodo con otro, por ejemplo, dos nodos dentro de un mismo cuerpo están conectados térmicamente por el material de éste, o dos nodos en superficies diferentes que interactúan radiativamente están conectados por un conductor que incluye el factor de forma para el intercambio radiativo entre ambos elementos. Estos dos tipos de interacciones son representados en SINDA por medio de conductores que pueden ser de dos tipos:

Conductores lineales

Tienen conductancia medida en W/K es decir, definen la cantidad de calor por

unidad de tiempo q que fluye entre dos nodos n_i y n_j dependiendo linealmente de la diferencia de temperatura entre ellos, representando la ley de Fourier de conducción de calor:

$$Q_{ij} = G_{ij}(T_i - T_j) \quad (3.3)$$

El factor de proporcionalidad es el valor de la conductancia, que para un elemento de un objeto de diferencias finitas se calcula como:

$$G_{ij} = -k \frac{A}{L} \quad (3.4)$$

Donde k es la de conductividad térmica del material, A es el área transversal del elemento y L su longitud.

El valor de la conductancia también puede ser el de los conductores o contactores lineales dibujados en Thermal Desktop con el que se hayan conectado cualquier par de nodos.

Conductores radiativos

El acoplamiento radiativo entre dos elementos de superficie es proporcional a la diferencia de la cuarta potencia de sus temperaturas pesada por el factor de intercambio radiativo entre ellas. Recordemos que este factor incluye el intercambio directo, así como la información de absorciones, reflexiones y transmisiones con las otras superficies del modelo.

El flujo de calor radiativo de un nodo de superficie n_i a temperatura T_i y un nodo n_j a temperatura T_j está dado por:

$$q_{ij} = \hat{G}_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (3.5)$$

donde \hat{G}_{ij} es el factor de intercambio radiativo entre el nodo n_i y el nodo n_j .

3.5.2. Rutinas de solución de la red térmica

Una vez conocidas todas las conductancias lineales, calculadas por Thermal Desktop, y las conductancias radiativas y fuentes externas de calor calculadas por RadCAD, la red térmica es solucionada utilizando el método de Crank-Nicholson para la ecuación de balance de energía (C&R Technologies, 2020). Para encontrar las distribuciones de temperaturas el programa calcula la ecuación de balance de calor en cada nodo y puede resolverla para el caso estacionario y para casos dependientes del tiempo.

El caso más general es la solución dependiente del tiempo para un nodo difusivo, con fuentes de calor externas. Esta ecuación es la misma que la ecuación 2.27 que mostramos de nuevo:

$$\begin{aligned}
 2C_i \frac{(T_i^{n+1} - T_i^n)}{\Delta t} &= 2Q_i + \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_j^n - T_i^n) + \hat{G}_{ij}[(T_j^n)^4 - (T_i^n)^4]\} + \\
 &+ \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ij}[(T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4]\}
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

Los superíndices indican las iteraciones temporales y los subíndices las iteraciones espaciales.

Esta ecuación incluye las propiedades de capacidad térmica del nodo donde $C_i = \rho c_p v_i$ siendo v_i el volumen del material representado por el nodo. La ecuación también incluye el término Q_i que contiene la suma de todos los flujos de calor por fuentes externas y calores generados en el nodo.

Para la solución del caso estacionario el término izquierdo de la ecuación 3.6 es igualado a cero. Recordemos que ese término contiene el factor de evolución temporal por lo que al eliminarlo obtenemos una ecuación de equilibrio estacionario para cada nodo:

$$\begin{aligned}
0 = & 2Q_i + \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_j^n - T_i^n) + \hat{G}_{ij}[(T_j^n)^4 - (T_i^n)^4]\} + \\
& + \sum_{j=1}^N \{G_{ij}(T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ij}[(T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4]\}
\end{aligned} \tag{3.7}$$

3.5.3. TSINK

TSINK es una herramienta diseñada para el modelado de sub sistemas, donde se puede establecer un volumen control en cuyas superficies se calculan las temperaturas para posteriormente utilizar este volumen como una frontera para el sub sistema, estas temperaturas se calculan a partir de un caso ya resuelto del sistema más grande.

Para los nodos del volumen frontera se puede calcular TSINK considerando su interacción por conducción y radiación con el resto de nodos del modelo.

Considerando únicamente el intercambio lineal, TSINK para un nodo n_i se calcula:

$$T_{s,i} = \frac{\sum_{j=1}^{NL} (G_{ij}T_j) + Q_m Q_i}{\sum_{j=1}^{NL} G_{ij}} \tag{3.8}$$

Considerando el intercambio radiativo el cálculo es similar:

$$T_{s,i} = \left[\frac{\sum_{j=1}^{NR} (\hat{G}_{ij}(T_j)^4 + Q_m Q_i)}{\sum_{j=1}^{NR} \hat{G}_{ij}} \right]^{1/4} \tag{3.9}$$

Donde Q_m es un multiplicador entre 0 y 1 que pesa el calor de fuentes externas. Los límites de NL y NR indican que la suma es sobre todos los nodos cuyo intercambio es lineal o radiativo respectivamente.

Capítulo 4

COLMENA: misión y carga útil

4.1. Misión

La misión COLMENA consiste en un conjunto de pequeños robots que serán desplegados sobre la superficie lunar con dos objetivos principales:

1.- Demostrar la capacidad de montar una estructura utilizando elementos robóticos auto-organizados con la finalidad de explorar la superficie lunar. Los pequeños robots serán desplegados en posiciones aleatorias sobre la superficie lunar donde cada uno navegará forma autónoma emitiendo y recibiendo señales electromagnéticas con las que buscará la presencia de los otros robots. Los robots intentarán formar una aglomeración física, para conectar eléctricamente sus paneles solares, formando un panell con una superficie efectiva mayor, que servirá para cumplir el segundo objetivo.

2.- Medir las tasas diurna y nocturna de deposición de regolito sobre superficies horizontales que existen por debajo de una longitud de Debye. El regolito lunar está compuesto por un fino polvo que es cargado electrostáticamente por la radiación UV proveniente del Sol, generando un fuerte campo eléctrico cerca de la superficie que hace que las partículas más ligeras floten algunos centímetros. Esta distribución de cargas hace que localmente el campo eléctrico se intenso, a partir de cierta distancia las contribuciones de cagas contrarias se apantallan haciendo que el campo eléctrico sea cero. Esta distancia es llamada longitud de Debye y en la superficie lunar es del

orden de 20cm. Los robots medirán el cambio de iluminación que llega a los paneles, esperando que esta disminuya en función la cantidad de polvo de regolito que se deposite en ellos cubriendo la luz solar.

Estos objetivos se realizarán a lo largo de un poco menos de un día lunar completo, empezando después del aterrizaje de la nave Peregrine que ocurrirá en las horas posteriores al amanecer lunar. El módulo TTDM se desplegará para proyectar los robots sobre la superficie, donde se encenderán y comenzarán con la etapa principal de la misión para cumplir el primer objetivo que consiste en el autoensamblaje de un cúmulo para formar una estructura de varios robots; se estima que esta etapa durará un par de horas como máximo. Una vez agrupados, los robots permanecerán quietos para comenzar el segundo objetivo: medir la deposición del polvo lunar sobre la superficie de sus paneles superiores. Estas mediciones se harán de manera continua durante el período de luz solar mientras exista suficiente iluminación para que los paneles generen potencia para alimentar los robots. Una vez entrada la noche lunar, los robots se apagarán automáticamente y permanecerán acumulando polvo de regolito durante todo el período de oscuridad hasta la salida del Sol cuando, de haber sobrevivido, comunicarán la medición del polvo acumulado.

Además de estos dos objetivos principales la misión también servirá para evaluar el uso de componentes comerciales en misiones lunares de corta duración y la supervivencia de éstos en los ambientes espaciales hostiles, así como explorar el límite de la miniaturización de instrumentos electromecánicos para aplicaciones lunares.

La misión COLMENA irá a bordo de la nave Peregrine de la empresa Astrobotic, que será lanzada en un cohete Vulcan-Centaur de la empresa United Launch Alliance (ULA). A la fecha de Junio de 2023 está proyectado que el lanzamiento del cohete se realice entre finales de 2023 y principios de 2024 (rocketlaunch.live).

4.2. Carga útil

La carga útil principal está formada por 5 robots, cada uno de 12 cm de diámetro por 5 cm de altura, que serán desplegados sobre la superficie lunar. Los robots irán

contenidos en un módulo de despliegue y comunicación (Telecommand, Telemetry and Deployment Module, TTDM) que será montado en la nave Peregrine.

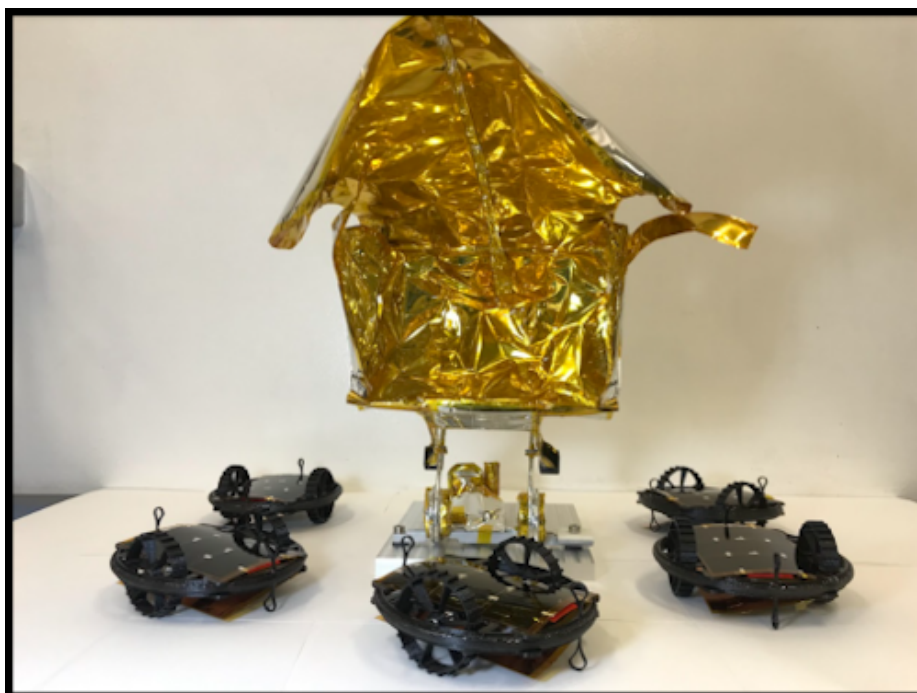


Figura 4.1: La carga útil de la misión COLMENA. Se observan los cinco robots, y en el centro el módulo TTDM desplegado y mostrando el interior dorado de la cofia hecha de Mylar y Kapton, abajo de ésta se encuentra la electrónica cubierta de Mylar. El bloque de aluminio sobre el cual está colocado el TTDM no forma parte de la carga útil.

Toda la carga útil - robots y TTDM - ha sido diseñada y manufacturada en el Laboratorio de Instrumentación Espacial del Instituto de Ciencias Nucleares de la Universidad Nacional Autónoma de México (LINX-ICN-UNAM).

Los cuerpos de los robots están fabricados por manufactura aditiva, utilizando un compuesto de Nylon con fibra de carbono, comercialmente conocido como Nylon 12CF. Este material tiene propiedades que lo hacen resistente mecánicamente y soporta una temperatura alrededor de 140°C sin perder sus propiedades. Las dos llantas de robot así como el par de pivotes frontal y trasero están manufacturados también con este material. Los robots serán desplegados en la superficie lunar por medio de un resorte que los lanzará lejos de la nave Peregrine. La naturaleza de este medio de despliegue hace que no se tenga control sobre el lado en el que aterrizarán, por lo

que ambas caras del disco principal de cada robot está cubierto por una celda solar de tecnología IMM (Inverted Metamorphic Multi-Junction) que le proveerá la energía necesaria para la operación durante el día lunar sin importar de que lado caigan. En el interior cada robot cuenta con una PCB que contiene la electrónica para su operación y los motores para el movimiento de las ruedas.



Figura 4.2: Modelo en CAD de un robot. Izquierda: exterior, se muestra el aspecto exterior con la celda solar, el cuerpo y las ruedas. Derecha: se muestra la PCB interna.

El modulo TTDM es la parte de la carga útil en la que los robots irán contenidos durante el transporte en la nave Peregrine, además, este módulo contiene la electrónica que permitirá la comunicación de los robots con la nave Peregrine, que será la que tenga contacto y comunicación con la estación en tierra. También será el TTDM el que tendrá la función de desplegar los robots en la superficie lunar, por medio de un resorte de acero que se mantendrá en tensión durante la etapa de transporte y será liberado una vez que la nave Peregrine se encuentre en la superficie de la Luna. La sección que contendrá los robots durante el transporte consiste en una cazoleta cuya estructura está manufacturada en Nylon 12CF y acero, la cual soporta una cofia hecha de Mylar y Kapton. Estos materiales permiten protección térmica y aislamiento eléctrico, además de ofrecer resistencia mecánica manteniendo los robots asegurados en su lugar y protegidos de los ambientes hostiles. La electrónica del TTDM está situada en la parte inferior de la cazoleta en la parte más cercana a la superficie de la nave, referida como Deck. Esta electrónica hace interfaz con la electrónica de la nave

mediante un conector especial y está cubierta de Mylar.

4.3. Peregrine Lander

La nave que transportará a COLMENA se llama Peregrine Lander y es construida por la empresa Astrobotic Technology. Esta nave llevará 25 cargas útiles de diferentes compañías y universidades, y será la primera misión de una compañía comercial en aterrizar en la superficie Lunar. En este viaje la nave Peregrine llevará una serie de cargas útiles de diversos tipos, la mayoría experimentos científicos para explorar el entorno lunar dentro de los cuales se encuentra COLMENA. También irán cargas artísticas, homenajes y cápsulas del tiempo.

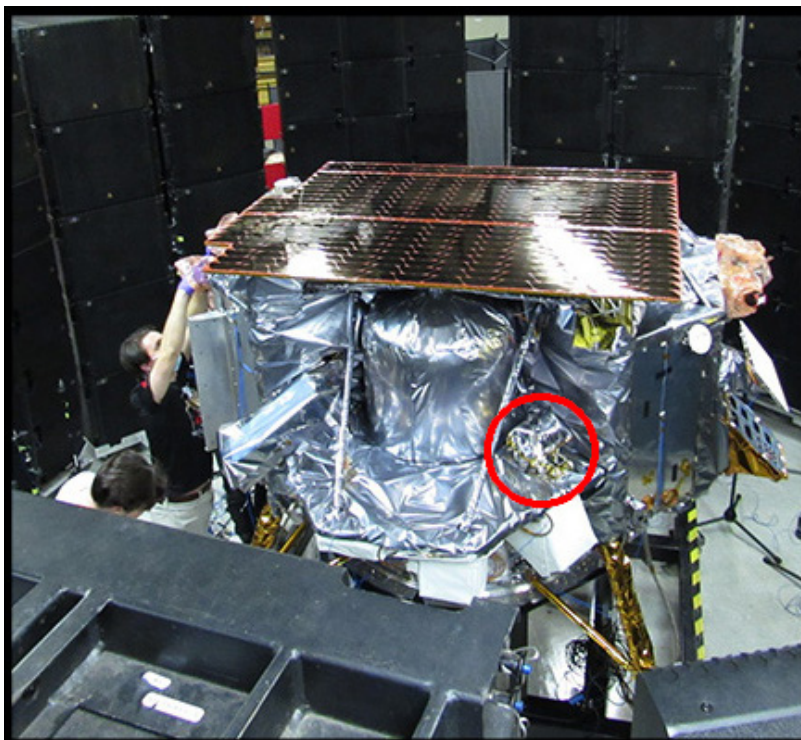


Figura 4.3: La nave Peregrine completamente ensamblada y con las cargas útiles montadas para realizar pruebas de validación que son un requisito para abordar el cohete. El pequeño cilindro horizontal que se encuentra a la derecha en el deck entre el tanque y el escudo solar es COLMENA (astrobotic.com).

4.4. Contacto térmico de COLMENA con la nave Peregrine

El contacto conductivo de COLMENA con el Deck de la nave ocurre principalmente por los cuatro tornillos de anclaje cuya localización se muestra en la figura 4.4, en total la conductancia de estos cuatro puntos es de 0.08 W/K.

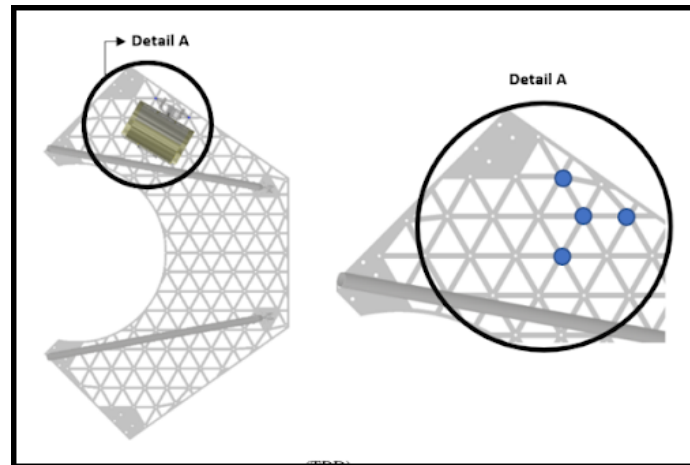


Figura 4.4: Puntos de contacto con el Deck.

4.5. Simulaciones térmicas como requisito de validación

Para poder abordar la nave Peregrine, la empresa Astrobotic solicita que se realicen diversas simulaciones y pruebas térmicas, mecánicas, electrónicas y de software, que validen que COLMENA sobrevivirá al transporte a bordo de la nave, y que no representa un riesgo para los demás instrumentos a bordo. Dentro de estos requerimientos de validación se encuentran las simulaciones térmicas de los casos más críticos esperados, las cuales son el centro de este trabajo de tesis.

Además, a partir de las temperaturas obtenidas en estas simulaciones, otro requerimiento es que a los modelos de calificación y vuelo se les deben realizar pruebas de ciclado térmico en vacío, replicando los escenarios térmicos, utilizando un margen de seguridad que deba abarcar 10°C por encima de la máxima temperatura y 10°C por

debajo de la mínima temperatura obtenida en la simulación de cada escenario. Así que estas simulaciones definirán las temperaturas de las pruebas de ciclado térmico en termovació.

Capítulo 5

Ambientes térmicos a lo largo de la misión

Los ambientes térmicos que encontrará COLMENA una vez que haya salido de la Tierra a bordo del cohete se caracterizan por la ausencia de atmósfera, períodos calientes de incidencia directa de radiación solar alternados con períodos fríos de ausencia total de radiación solar, y presencia de radiación térmica proveniente de la superficie de la Tierra y de la Luna.

La ausencia de atmósfera alrededor de COLMENA, y de cualquier fluido en su interior, implica la ausencia de fenómenos convectivos, por lo que el intercambio de calor ocurre únicamente por medio de radiación y conducción. La alternancia de períodos calientes de iluminación solar con períodos fríos de sombra hacen que los materiales experimenten un ciclado térmico que puede degradarlos.

Este trabajo se centra en los ambientes en la cercanía de la Luna donde el flujo solar tiene un valor aproximado de $1350W/m^2$. Cuando la nave Peregrine orbite la Luna recibirá este flujo cuando sea iluminada por el Sol, además de la radiación proveniente de la superficie lunar compuesta por la luz solar que se refleja en ella y la radiación originada por su temperatura.

En los tramos de las órbitas en que transite por la sombra generada por la Luna, la única contribución radiativa proviene de la superficie de ésta.

COLMENA, al ir montado sobre el Peregrine, estará dentro de un microambiente

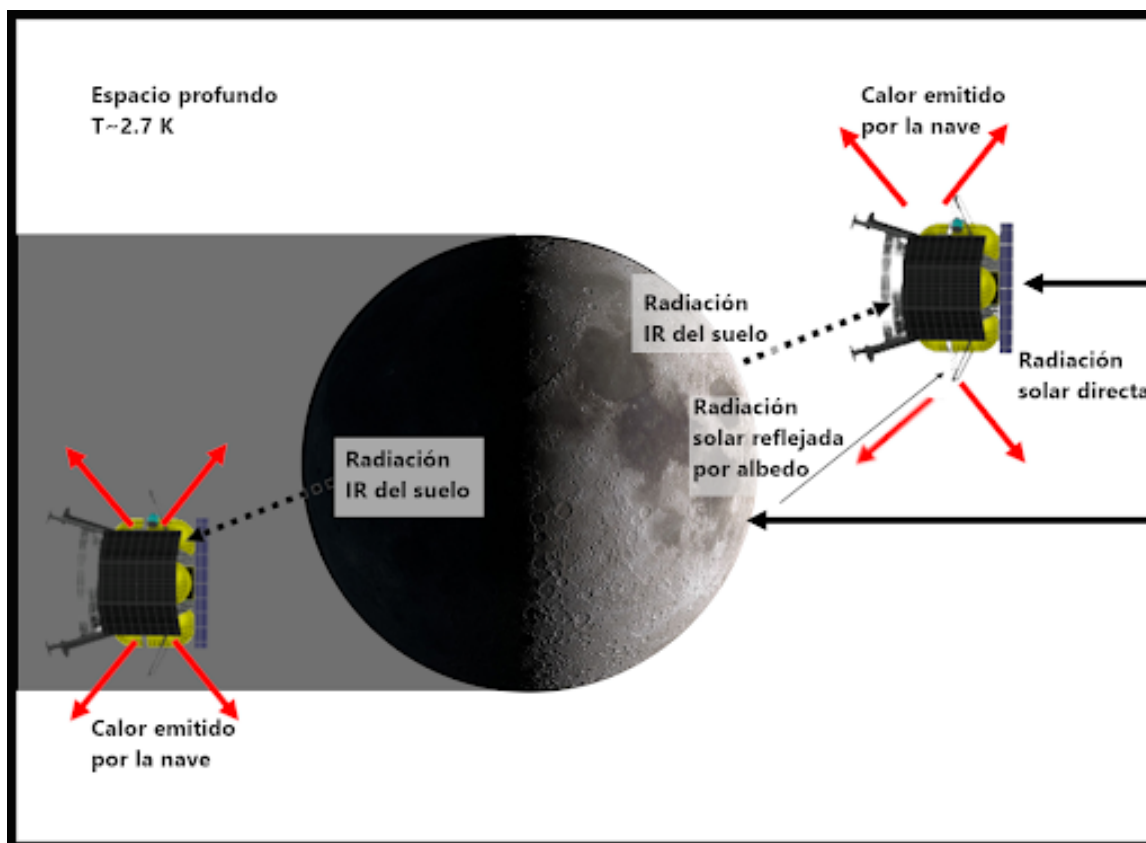


Figura 5.1: Escenarios térmicos en la cecracnia de la Luna.

térmico en el que pueden existir flujos radiativos directos del Sol o de la Luna, y parte importante del fenómeno de transporte de calor ocurrirá también por el intercambio radiativo con las diferentes partes de la nave, además de una pequeña contribución por conducción debida al contacto directo con el deck.

5.1. Órbitas lunares

Antes de aterrizar en la superficie lunar, la nave hará una serie de órbitas que irán acercándose hasta lograr el descenso, estas órbitas tendrán todas un perihelio de 100 km sobre la superficie lunar y sus afelios se irán reduciendo desde 8700 km a 100 km. En esta etapa la nave se encontrará lo suficientemente cerca de la Luna para que su albedo y temperatura superficial deban ser consideradas. Además, al comenzar a orbitar la Luna se comenzará también un ciclado de períodos de luz/sombra solar. Las

órbitas con mayor perihelio serán las más frías pues la superficie lunar permanecerá lejos la mayor parte del tiempo, y conforme se reduzca el tamaño de la órbita, la superficie lunar tendrá mayor contribución térmica y las temperaturas en general tenderán a aumentar.

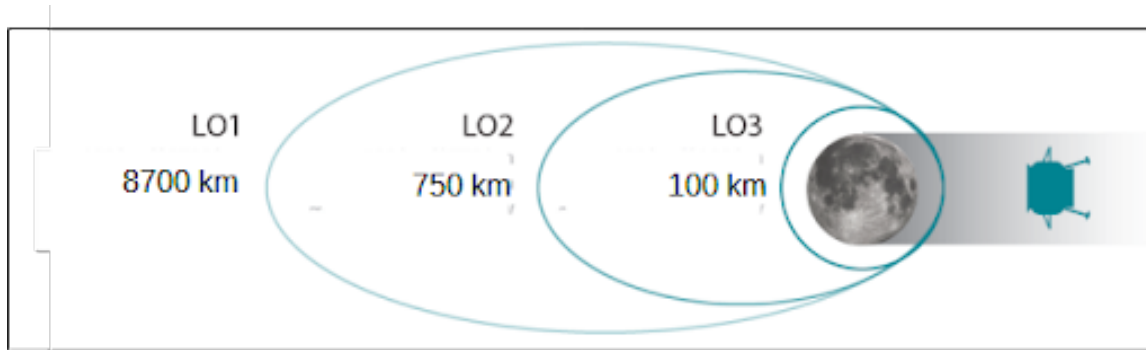


Figura 5.2: Órbitas de aproximación lunar.

5.2. Descenso a la superficie lunar

La fase final de la aproximación a la superficie lunar consiste en una maniobra inicial que reducirá la altura de la órbita de 100 km a 15 km y posteriormente se controlará el descenso con el propulsor principal encendido hasta tocar la superficie lunar. El aterrizaje ocurrirá 55 horas después del amanecer lunar en el Lacus Mortis.

5.3. Superficie lunar

En la última etapa de la misión la nave Peregrine se posará en la superficie de la Luna poco tiempo después del amanecer lunar y es ahí donde se desarrollará la misión principal de COLMENA, que ocurrirá en las primeras horas del día lunar. La nave aterrizará a una latitud de 43.9° norte, en una región llamada Lacus Mortis, caracterizada por ser relativamente plana y homogénea.

El escenario térmico que rodeará a la nave Peregrine sobre la superficie de regolito del Lacus Mortis consiste en una llanura desierta iluminada por el Sol, el cual tiene un movimiento aparente de este a oeste llegando a una máxima altitud a medio día.

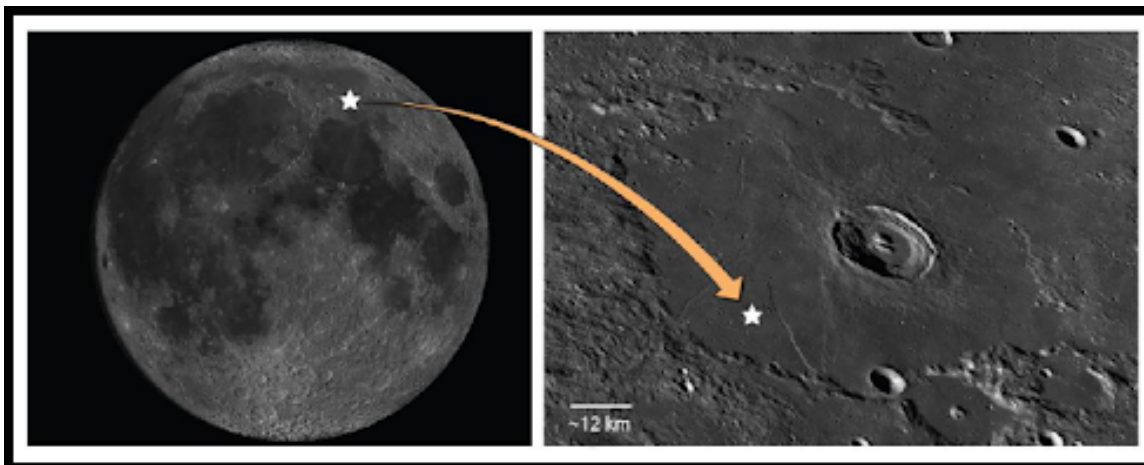


Figura 5.3: Lacus mortis, lugar donde se desarrollará la misión.

La radiación solar llega a la superficie en frentes de onda planos que pueden representarse por sus rayos normales que son todos paralelos. Algunos de estos rayos solares inciden en la superficie lunar y la calientan, otros son reflejados por albedo y de esos algunos inciden en la nave. También hay radiación solar que incide de forma directa en la nave y de la cual una fracción es absorbida y otra reflejada a otras partes de la nave, al suelo o al espacio profundo.

La nave proyecta sombra en la dirección opuesta al Sol y eso hace que las temperaturas superficiales descendan en esa región. La reflexión de radiación solar hacia el frente de la nave y la sombra proyectada en la parte posterior, genera un fuerte gradiente de temperaturas en el suelo cercano a la nave, superficie que está radiativamente acoplada a la nave. Finalmente, no hay que olvidar que gran parte del campo visual de la nave es espacio profundo donde predomina la radiación de fondo de microondas que se encuentra a una temperatura cercana a los 2.3 K. La nave y la superficie lunar radían gran parte de su energía a esta frontera lejana.

5.3.1. Propiedades termofísicas de la superficie de regolito

Al igual que casi toda la superficie lunar el Lacus Mortis está cubierto casi en su totalidad con regolito que es un fino polvo proveniente de rocas basálticas que han sido

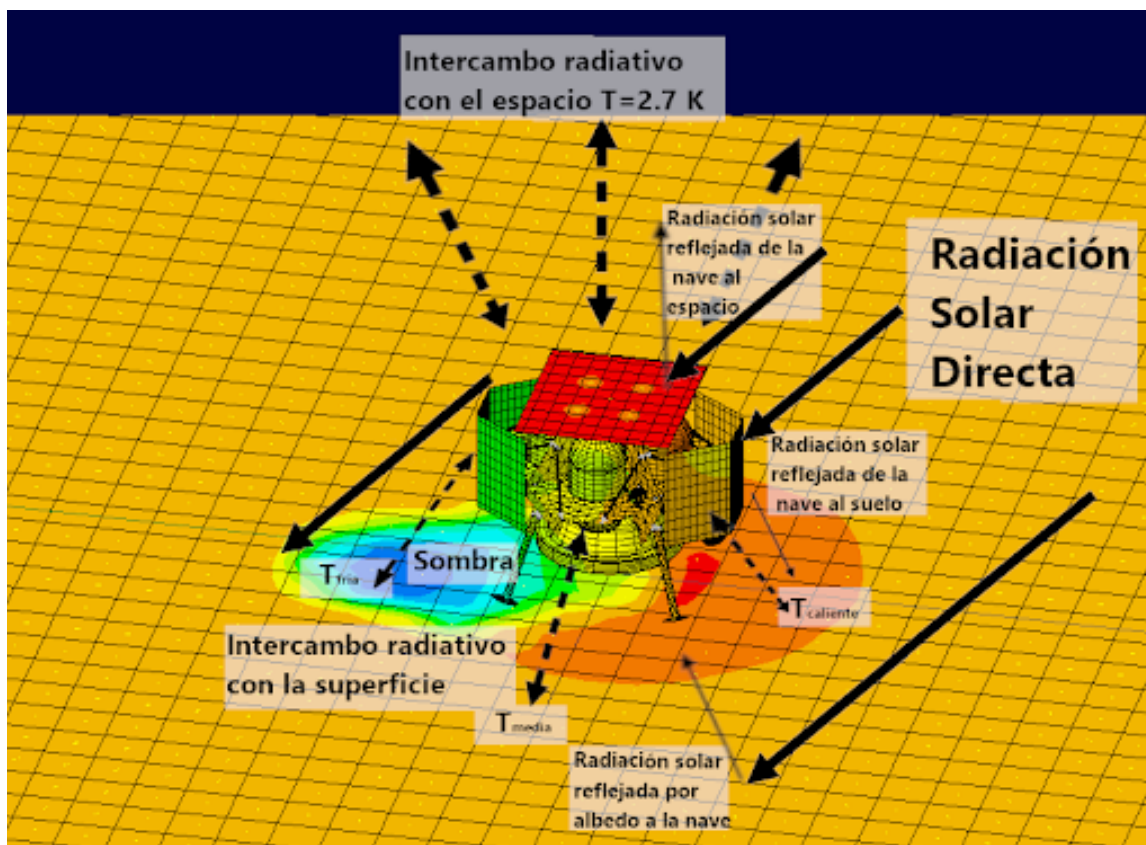


Figura 5.4: Ambiente térmico en la superficie lunar.

pulverizadas por impactos de meteoritos a lo largo de millones de años. Este regolito se acumula formando una capa de algunos metros de profundidad, cuyas características como distribución del tamaño de las partículas, densidad y conductividad térmica varían con la profundidad.

Las misiones Apolo 15 y Apolo 17 colocaron sondas que midieron las temperaturas del suelo lunar desde la superficie hasta los primeros metros de profundidad (Langseth & Kheim, 1977).

Se observan variaciones superficiales que dependen de la iluminación diurna, esas variaciones se van atenunando con la profundidad hasta llegar a una profundidad donde la temperatura no cambia con el ciclo día/noche. En general se observa que la temperatura se estabiliza respecto a las oscilaciones de luz solar poco antes de los 100 cm de profundidad, y entre los 250 K y 255 K, aunque las temperaturas siguen ascendiendo con la profundidad.

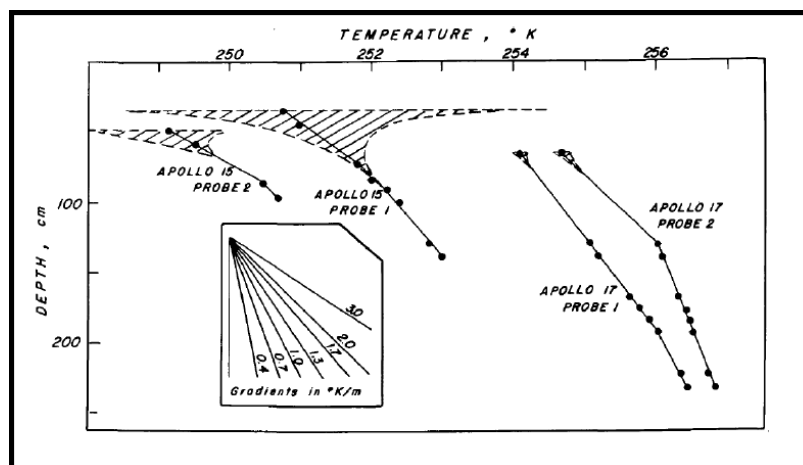


Figura 5.5: Temperatura v.s. profundidad del suelo lunar medido por sondas colocadas en las misiones Apolo 15 y 17. Las regiones sombreadas indican variaciones de temperatura con el día lunar.

En las misiones Apolo también se pudieron recuperar algunos núcleos de perforación de los que se han hecho diversos análisis. Los núcleos de perforación del suelo lunar obtenidos en las misiones Apolo 15, 16 y 17, muestran que la densidad del suelo antes de los 80 cm se encuentran en el rango de 1.3 a 2.1 g/cm^3 (Heiken et al., 1991).

De las misiones Apolo también se regresaron muestras de regolito en las que se ha observado que el calor específico de este material varía con la temperatura, un ejemplo es la curva de la figura 5.6 que muestra esta curva para una muestra recogida por la misión Apolo 11. (Robie et al. 1970). También se reporta que las diversas muestras de regolito tienen una conductividad entre 5×10^{-4} W/m K y 35×10^{-4} W/mK (Roberts, 2019).

5.3.2. Temperaturas superficiales de la Luna

Mediciones de las temperaturas de prácticamente la totalidad de la superficie lunar han sido realizadas por el Diviner Radiation Experiment. Este experimento consiste en un radiómetro montado sobre la sonda Lunar Reconnaissance Orbiter de la NASA que ha mapeado prácticamente la totalidad de la superficie lunar, obteniendo, entre otras mediciones, valores para las temperaturas superficiales promedio de cada latitud a lo largo del día lunar (Williams et al., 2017).

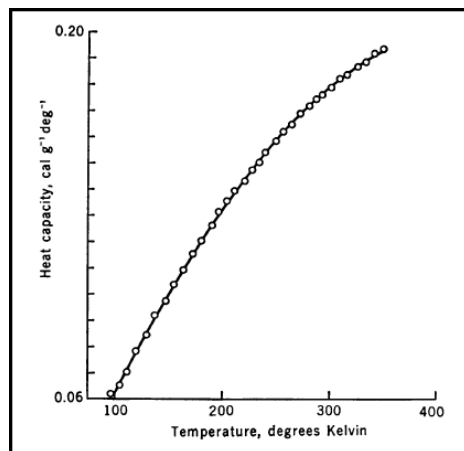


Figura 5.6: Variación del calor específico de una muestra de regolito en función de la temperatura. (Robie et al. 1970)

Estas mediciones se muestran en la figura 5.7 donde la latitud más cercana al lugar de la misión es de 45° . Se observa una temperatura máxima cercana a 350 K para medio día lunar y una mínima un poco menor a 100 K para media noche.

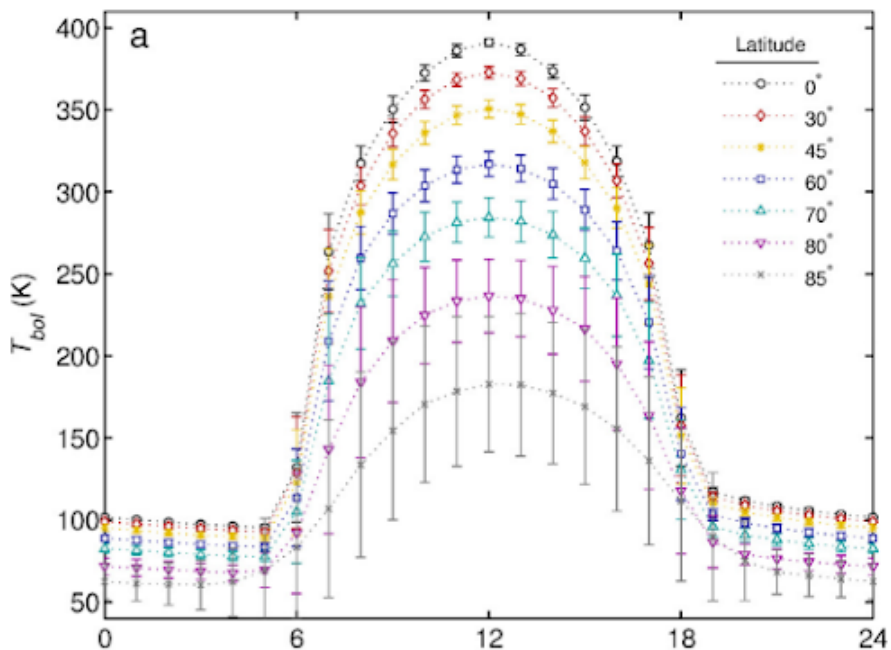


Figura 5.7: Temperatura bolométrica promedio de la superficie lunar como función de la latitud y la hora local, según mediciones del radiómetro Diviner (Williams et al., 2017). La latitud más cercana al lugar proyectado para la misión es la de 45° .

El documento Environmental Design Specification (EDS) de Astrobotic refiere las temperaturas de requerimiento a las reportadas por Williams et al., y las específicas

entre -170°C (103K) y $+80^{\circ}\text{C}$ (353 K), indicando que la nave Peregrine aterrizará después del amanecer lunar y que las temperaturas esperadas durante la etapa principal de la misión serán de $+26^{\circ}\text{C}$ (300 K) a $+76^{\circ}\text{C}$ (350 K). En este documento también se especifican las propiedades radiativas de los cuerpos celestes involucrados en los ambientes térmicos, estas propiedades se muestran en la tabla 5.1.

Titulo			
Propiedad	Frío	Nominal	Caliente
Irradiancia Solar	1323 W/m^2	-	1414 W/m^2
IR Terrestre	-	1414 W/m^2	-
Albedo Terrestre	0.19	-	0.32
IR Lunar	-	430 W^2 -	-
Albedo Lunar	0.10	-	0.35

Tabla 5.1: Propiedades radiativas de los cuerpos celestes referidas por Astrobotic en el documento EDS.

Capítulo 6

Casos resueltos y modelos térmicos correspondientes

6.1. Casos resueltos

Este trabajo se centró en la solución de los cuatro casos críticos solicitados por Astrobotic, los cuales incluyen dos órbitas lunares con plano orbital paralelo al flujo solar ($\beta = 0^\circ$), el caso caliente para el descenso a la superficie lunar y los primeros catorce días en que la nave se encuentra en la superficie caliente de la Luna (Tabla 6.1).

Casos críticos	
Caso 1	Órbita lunar caliente, 100km, $\beta = 0^\circ$
Caso 2	Órbita lunar fría, 8700km, $\beta = 0^\circ$
Caso 3	Maniobra de descenso orbital caliente
Caso 4	Superficie lunar caliente

Tabla 6.1: Casos críticos resueltos.

6.2. Hoja de datos provista por Astrobotic

Para la solución de los primeros tres casos Astrobotic proveyó tablas con los flujos radiativos y temperaturas TSINK calculados para las superficies de un volumen

control que encierra a COLMENA y que se sitúa en la ubicación donde irá colocada en el Deck de la nave. Este volumen control se muestra en la figura 6.1.

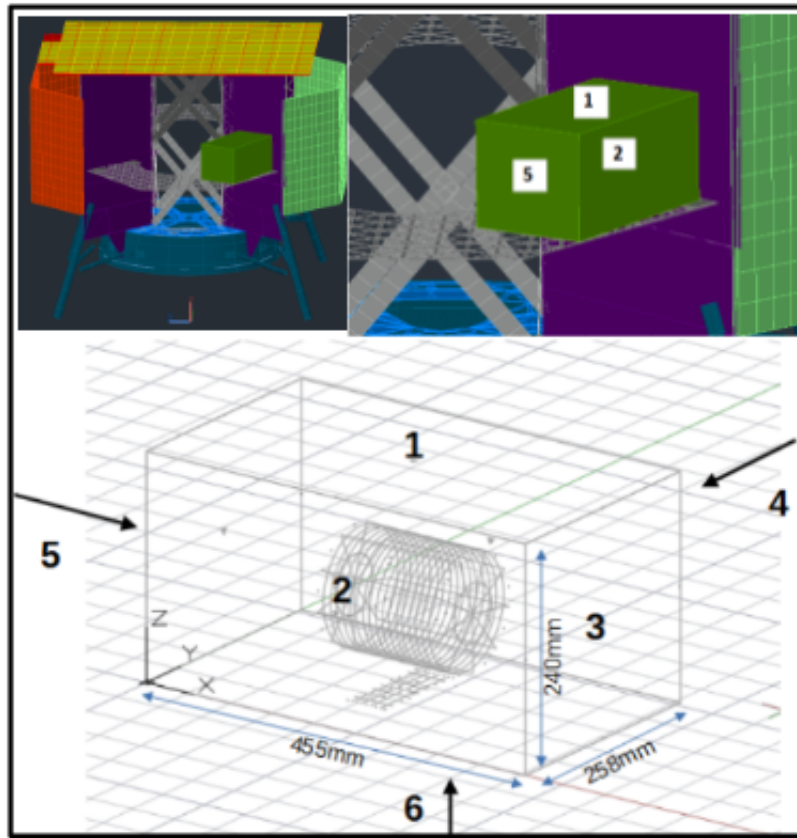


Figura 6.1: Arriba: superficie con geometría de prisma rectangular sobre la cual Astrobotic proveyó condiciones de frontera. Abajo: modelo de COLMENA encerrado en una caja con las dimensiones del prisma especificado por Astrobotic, los números indican la correspondencia entre ambas figuras. Las temperaturas de la caja varían según las tablas provistas por la empresa, graficadas en el Anexo 2.

Para resolver estos casos se colocó el modelo de COLMENA en el interior de una caja de las dimensiones del volumen control y las propiedades de un cuerpo negro, y a sus superficies se les asignaron las temperaturas TSINK de la tabla provista por Astrobotic, de esta manera el volumen control se vuelve una frontera donde están definidas las temperaturas para cada instante. Las temperaturas TSINK graficadas se muestran en el Anexo 1.

6.3. Modelo térmico de COLMENA en Thermal Desktop

La carga útil fue simplificada a sus componentes y geometrías principales. Los atributos termofísicos de los materiales utilizados son mostrados en la tabla 6.2, estas propiedades son las involucradas en los fenómenos conductivos dentro del modelo. Las propiedades radiativas de los materiales son mostradas en la tabla 6.3.

Cada uno de los robots consiste en un cuerpo cilíndrico de Nylon 12CF de 120 mm de diámetro y 6mm de grosor, en su parte central se colocó un círculo delgado construido con PCB con un espesor virtual de 2mm. En las caras superior e inferior de cada robot se colocaron rectángulos de 100 mm por 60 mm con las propiedades de los paneles solares de GaAs, a los que se les asignó un espesor virtual de 1mm.

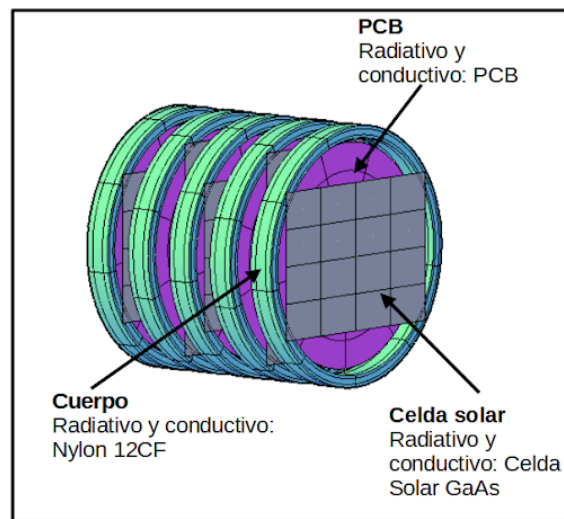


Figura 6.2: Modelo geométrico de los robots de COLMENA.

Los cinco robots se apilaron con una separación de 13 mm y fueron colocados dentro de un cilindro de Mylar y Kapton que simula la cofia del TTDM. El otro elemento del TTDM es la tarjeta PCB que servirá como interfaz de telemetría y comunicación, está colocada en la base de COLMENA, esta fue modelada con un rectángulo de PCB con las propiedades radiativas de Mylar y un grosor virtual de 2mm.

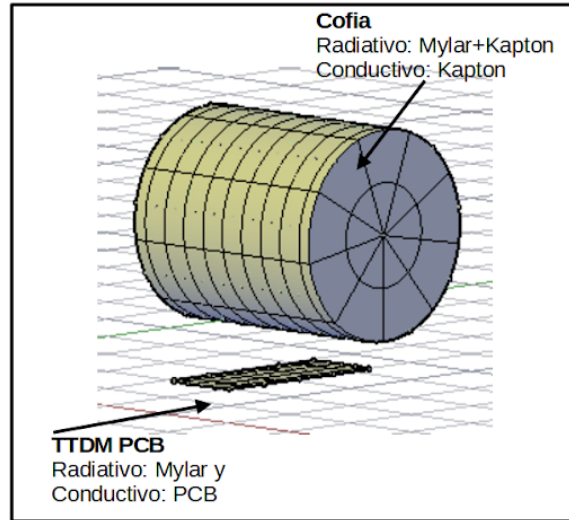


Figura 6.3: Modelo geométrico de la cofia y la PCB de COLMENA.

El resorte de la catapulta y la cazoleta plástica no fueron incluidos en el modelo geométrico, pues su poca superficie hace que su contribución radiativa sea pequeña y además su poca masa y el material plástico en la que está fabricada hacen que su inercia térmica y su contribución conductiva se puedan ignorar. En el caso del resorte, el hecho de que conecte la cazoleta con la PCB y que esté hecho de acero, hace que su conducción no puede ser despreciada, por eso fue modelado como un conductor de valor 0.01 W/C que conecta la cazoleta con la PCB del TTDM.

Propiedades termofísicas de los materiales usados			
Material	$\kappa(W/m/K)$	$\rho(kg/m^3)$	$C_p(J/kg/K)$
PBC	50	1850	1000
Celda Solar GaAs	52	5300	330
Nylon 12CF	0.25	1150	1700
Kapton	0.12	1420	1090
Aluminio	210	2700	900
Regolito	0.1	1700	Dependiente de la temperatura

Tabla 6.2: Propiedades termofísicas de los materiales del modelo.

Propiedades radiativas de los materiales usados				
Material	Absortividad Solar	Transmisividad Solar	Especularidad Solar	Emisividad IR
PBC	0.8	0	0	0.8
Celda Solar GaAs	0.7	0	0	0.3
Mylon 12CF	0.8	0	0	0.8
Mylar	0.1	0.05	0.95	0.1
MLI	0.3	0.04	0.9	0.05
Superficie lunar	0.93	0	0	0.92

Tabla 6.3: Propiedades radiativas de los materiales del modelo.

Las conexiones térmicas entre los demás elementos se realizaron utilizando los contactores virtuales, los valores de conductancia efectiva entre las diferentes partes del modelo se muestran en la tabla 8.1.

Conductancia efectiva entre elementos del modelo (W/K)							
	CR	CS	PCBR	MLI	TTDM PCB	DK	SL
CR	-	0.12	0.04	0.4	0	0	0
CS	0.12	-	0	0	0	0	0
PCBR	0.04	0	0	-	0.0	0	0
MLI	0.4	0	0	-	0.01	0	0
TTDM PCB	0	0	0	0.01	-	0.08	0
DK	0	0	0	0	0.08	-	0
SL	0	0	0	0	0	0	-

Tabla 6.4: conductancia entre elementos del modelo.

Las propiedades de todos los materiales, excepto el regolito, son constantes, este último presenta un calor específico que depende de la temperatura. Este comportamiento fue obtenido analizando muestras lunares recolectadas de la misión Apollo 11 [Robie et al., 1970]. La figura 6.4 muestra los valores de C_p vs temperatura que se usaron para simular el regolito lunar.

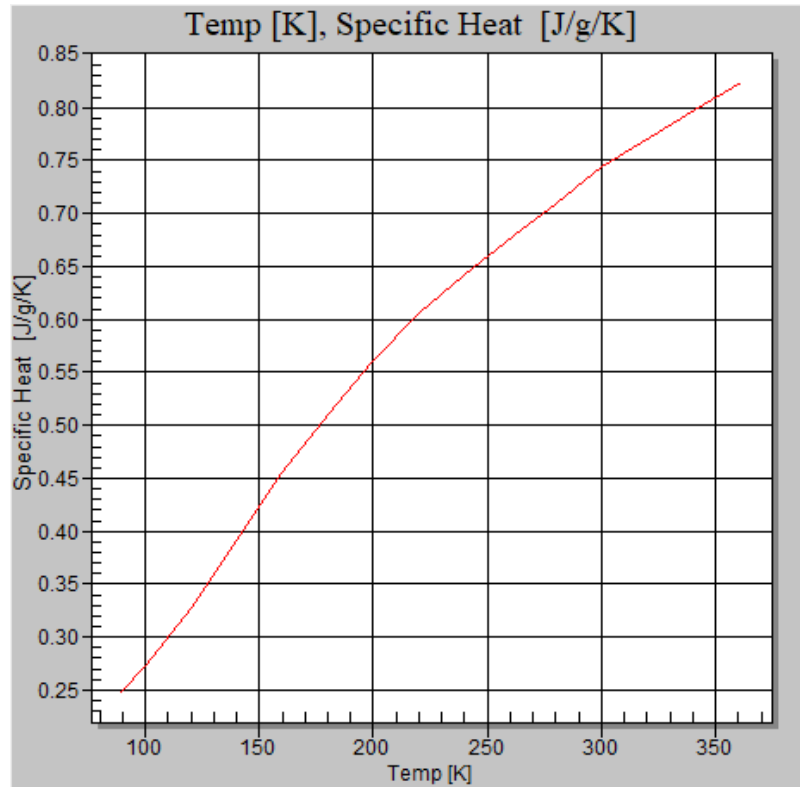


Figura 6.4: Variación del calor específico del regolito como función de la temperatura.

6.4. Modelo del Peregrine Lander

Para el caso 4, que ocurre en la superficie lunar, Astrobotic no proveyó condiciones de frontera, por lo que se tuvo que realizar un modelo del Peregrine Lander y del suelo lunar para poder simular el escenario térmico. El modelo del Peregrine fue construido basado en un modelo en CAD de la nave provisto por Astrobotic, del cual se obtuvieron las geometrías principales con las que se dibujaron los elementos geométricos del modelo.

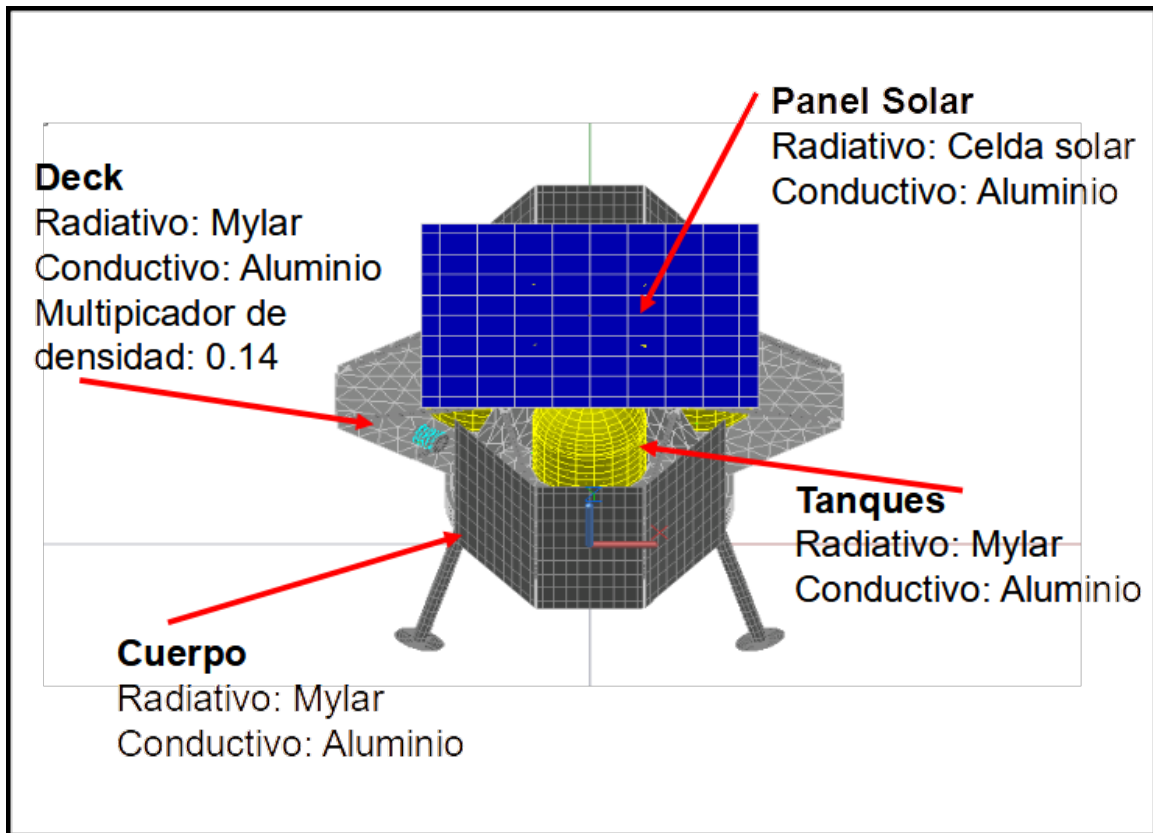


Figura 6.5: Modelo del Peregrine Lander.

La estructura del deck sobre la cual irá montada COLMENA es una malla triangular de aluminio cubierta con aislante térmico multicapa que la convierte en un objeto opaco. La aproximación utilizada fue obtener el factor de llenado de la malla de aluminio y con éste escalar la densidad del material del deck, este factor de llenado es de 0.14.

Sobre el modelo del Peregrine se colocó el modelo de COLMENA con la posición y orientación correspondiente donde irá la carga real.

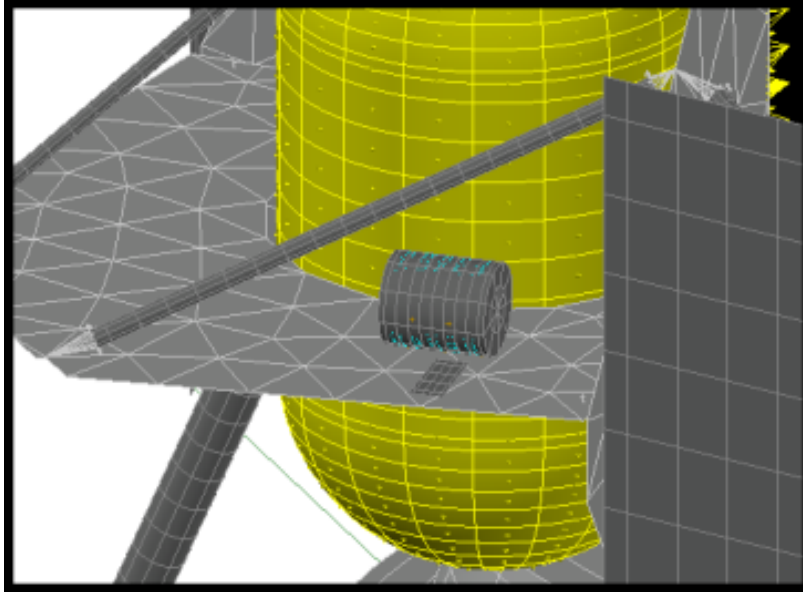


Figura 6.6: Modelo de COLMENA sobre el deck del Peregrine.

6.5. Modelo de la superficie lunar

El software Thermal Desktop permite calcular las contribuciones de calor de la superficie lunar debido al albedo y la radiación infrarroja, pero estos cálculos son sólo efectivos para objetos que están orbitando a alturas donde el modelo se encuentra alejado de la superficie y solamente recibe radiación de ella. En la situación que nos interesa, la nave y la carga útil interactúan con el suelo lunar, pues se encuentran lo suficientemente cerca para proyectar sombras y reflejar parte de la radiación solar hacia éste, afectando directamente la temperatura superficial del regolito, la cual a su vez influirá en el modelo. Por esta razón es importante incluir en el modelo una región superficial que permita modelar estas interacciones.

Para resolver el problema se tomó como guía el artículo publicado por Gasbarre et al. (2008), que analiza en general el proceso de modelado de superficies planetarias. Para construir el modelo se requiere conocer las propiedades térmicas del material del suelo, es decir, conductividad térmica, densidad y calor específico, también se requiere conocer la profundidad bajo el suelo en el que existe una temperatura constante en todo el tiempo. Por último se deben simular las condiciones de iluminación solar que

se tiene en la superficie, esto se puede realizar en el programa Thermal Desktop en la simulación de órbitas.

Con este método se esperan reproducir las temperaturas a las que se encontrarán las diferentes regiones de la nave y del suelo circundante.

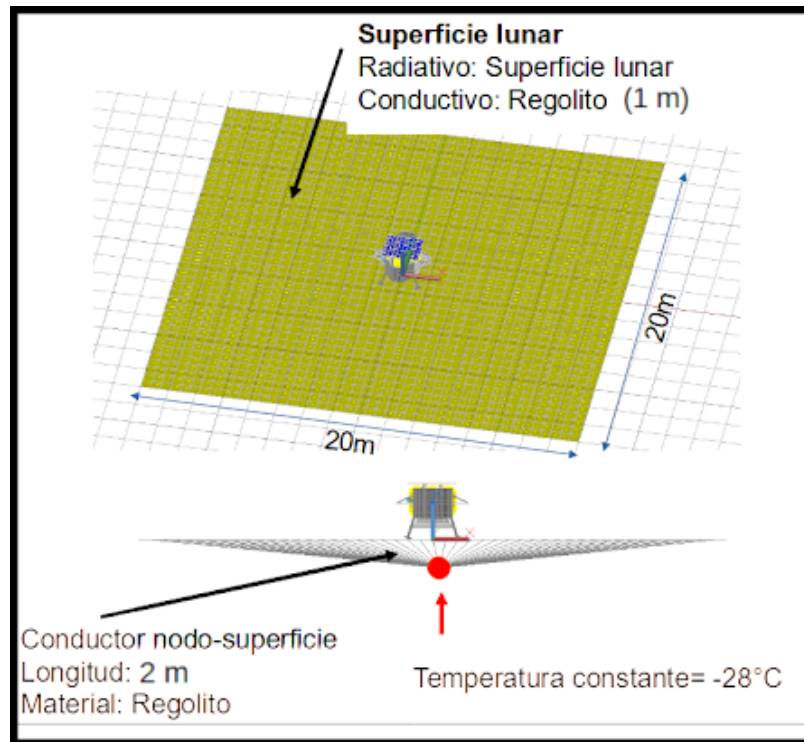


Figura 6.7: Modelo de la superficie lunar.

Se simuló un cuadrado de 20 m x 20 m en posición horizontal y un espesor virtual de 1m, se le asignó la propiedad física del regolito y las características radiativas mostradas en la tabla 6.3. Debido a que solo la parte superior tiene interacción radiativa con el entorno, ésta fue la única cara activa, del lado inferior se desactivó la interacción radiativa y únicamente se conectó toda la superficie inferior a un nodo a temperatura fija de -28°C, a través de un conductor de 2 m con la conductividad del regolito. El rectángulo se dividió en 20 x 20 nodos y sólo se activó ópticamente la capa superior, pues se quiere que la única contribución de radiación provenga del Sol directo, ignorando los efectos de albedo y radiación por temperatura de la superficie planetaria, pues estos comportamientos se simularán con las propiedades ópticas del rectángulo.

Fuentes externas de calor	
Irradiancia solar	1354 W/m^2
Albedo lunar	0.12
Flujo superficial lunar	Equivalente a un cuerpo negro, con temperatura diurna de 85° C y nocturna de 170° C
Flujo difuso Solar	0 W/m^2
Flujo difuso IR	0 W/m^2

Tabla 6.5: Propiedades radiativas de los cuerpos celestes referidas por Astrobotic en el documento EDS.

Para obtener la iluminación solar sobre la superficie, se utilizó la herramienta de fuentes externas de calor, fijando el modelo a una altura de 0 km, una latitud de 45° norte y longitud 0°.

El perfil de temperatura del rectángulo se muestra en la figura 6.8, cada línea continua representa un nodo de la superficie.

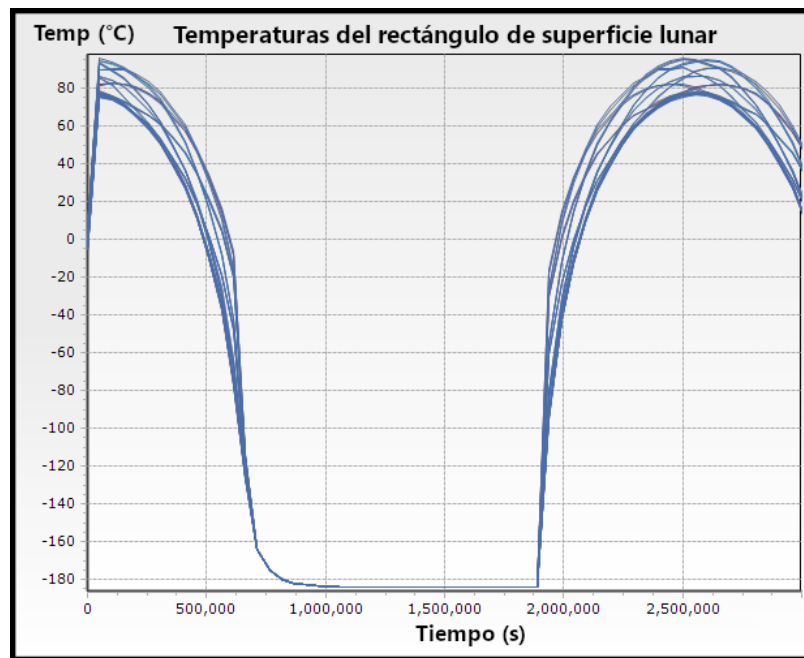


Figura 6.8: Temperaturas a lo largo del día de los nodos del rectángulo que simula la superficie Lunar. $t=0$ s corresponde a la media noche local.

Capítulo 7

Resultados

7.1. Caso1

Órbita lunar caliente, 100 km, $\beta = 0^\circ$

Este caso se resolvió con el modelo dentro de la caja negra sobre la cual se impusieron las condiciones de frontera TSINK, el período de las condiciones de frontera proporcionadas por ASTROBOTIC es de 7072.08 s. El período de una órbita elíptica al rededor de la Luna se puede calcular usando la fórmula:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}} \quad (7.1)$$

Donde a es el semieje mayor de la órbita y $\mu = GM_l$ con G la constante de gravitacion universal y M_l la masa lunar.

Utilizando esta fórmula, el período para una órbita circular con 100 km es de 7070.59 s, por lo que se puede decir que las condiciones de frontera tienen un período coherente al caso en cuestión.

Se resolvió una solución dependiente del tiempo asignando cíclicamente las condiciones de frontera hasta observar que convergiera a una solución cíclica y estable.

El comportamiento general de las temperaturas para todos los nodos es similar; corresponde a una subida en el período en que la nave se encuentra iluminada por

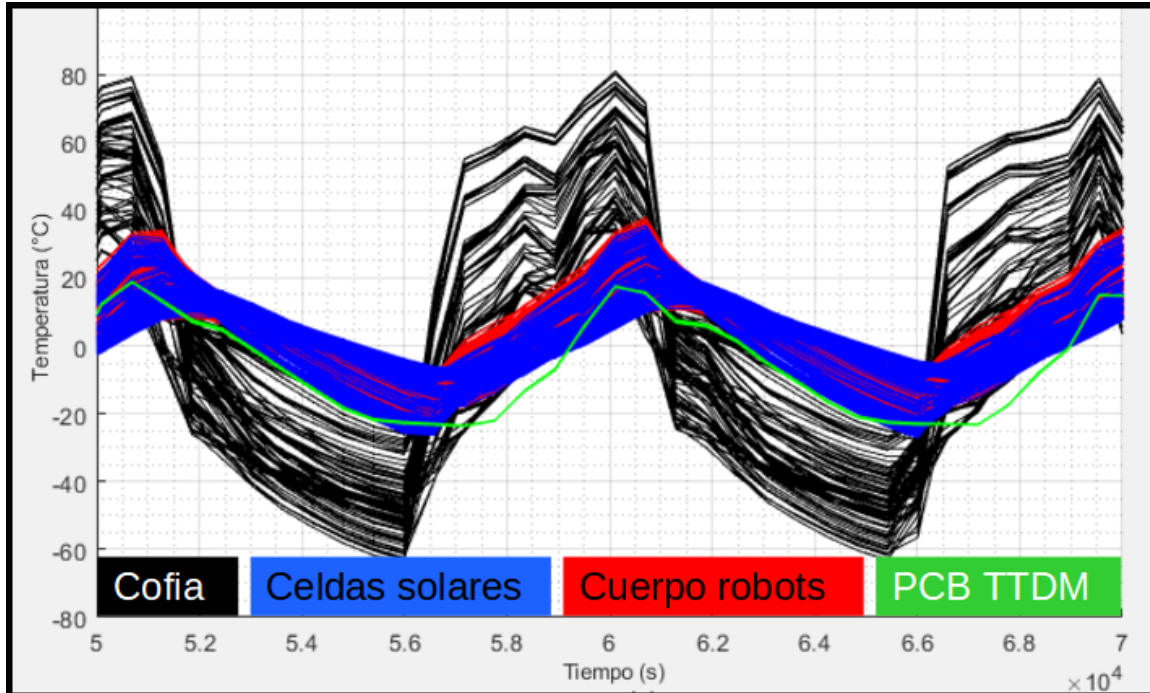


Figura 7.1: Caso 1

el Sol, seguido de un descenso correspondiente al tiempo en que está en la sombra lunar. Los períodos de estos eventos no permiten que las temperaturas se estabilicen en cada órbita, por lo que están en constante cambio.

En rojo se muestran las temperaturas de los nodos del robot, esto incluye el cuerpo cilíndrico y la PCB de cada robot. Las curvas azules muestran los valores de temperatura de los nodos correspondientes a las celdas solares. Las temperaturas de las celdas y de los cuerpos de los robots se mantienen distribuidas en el mismo intervalo para cada tiempo dado. Presentan un gradiente que no excede los 30°C , alcanzando temperatura máxima de 35°C y mínima de -30°C .

En verde está la PCB que se comporta casi isotérmicamente, sin gradientes térmicos pronunciados, sus temperaturas oscilan aproximadamente entre -23°C y 20°C en cada órbita

Las curvas negras corresponden a las temperaturas de la cofia de mylar, se observa que ésta presenta las temperaturas más extremas comprendidas entre -60°C y 80°C , cumpliendo su función de protección térmica.

7.2. Caso2

Órbita lunar fría, 8700 km, $\beta = 0^\circ$

El período de las condiciones de frontera proporcionadas es de 95696.63 s. Según la información en el documento EDS, la órbita correspondiente a este caso tiene un afelio de 8700 km y un perihelio de 100 km, considerando los 1738 km del radio lunar, el semieje de la órbita debiera ser de 6138 km, y el período correspondiente de 43150 s, lo cual no corresponde al período de las soluciones, sin embargo, si se considera una órbita circular de 8700 km de altura se obtiene un período de 95689 s, que es más coherente con el período proporcionado.

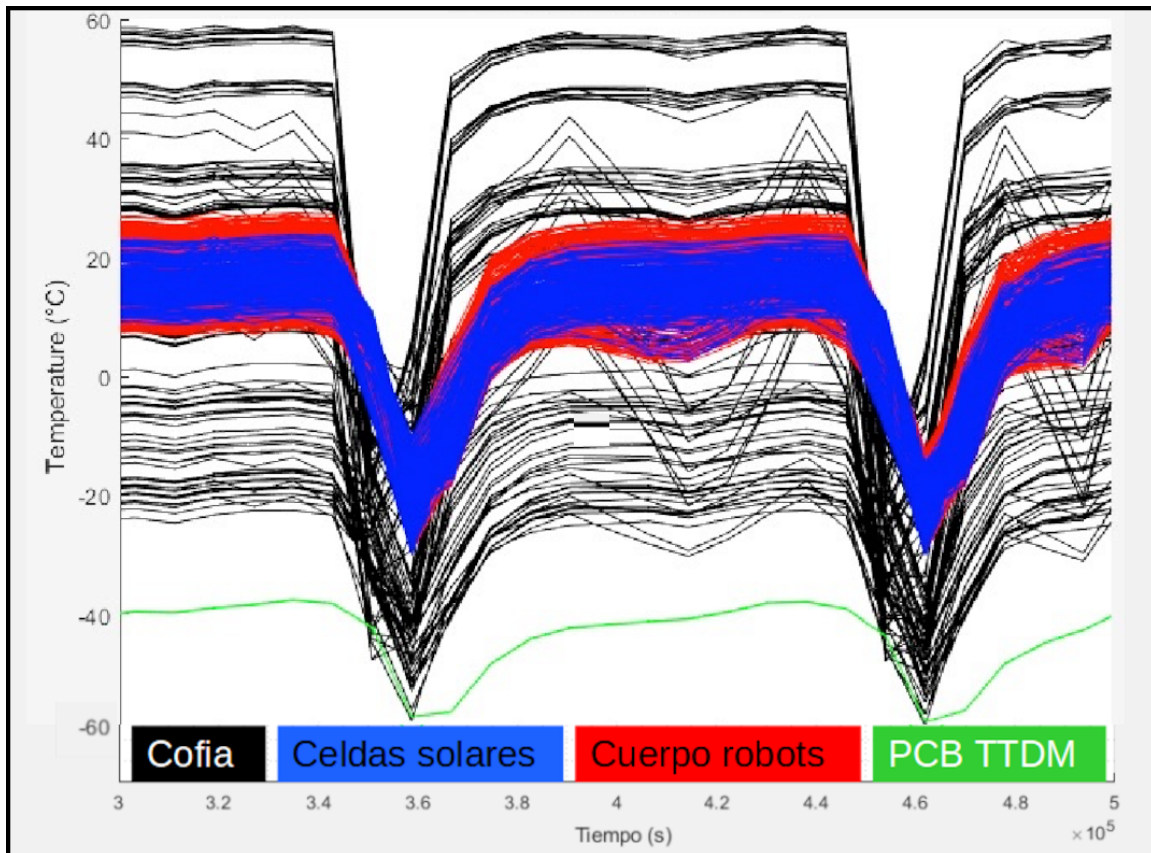


Figura 7.2: Caso 2

En este caso se observa que las temperaturas de casi todo el modelo tienden a estabilizarse en el período caliente, salvo las temperaturas de la cofia que en algunos

puntos oscilan en este período. Los robots llegan a una distribución estable centrada cerca de 15°C .

Al entrar en la sombra todas las temperaturas bajan hasta que recuperan la distribución inicial al salir a la luz del Sol. Las temperaturas más frías son las de la PCB que bajan hasta los -59°C en el punto más frío. En el extremo caliente, partes de la cofia llegan a temperaturas de 60°C .

7.3. Caso3

Descenso controlado, caso caliente

En este caso también se utilizó el modelo de COLMENA dentro de la caja negra con temperaturas dadas por TSINK. La situación corresponde al descenso de la nave utilizando los propulsores inferiores para controlar el descenso a la superficie.

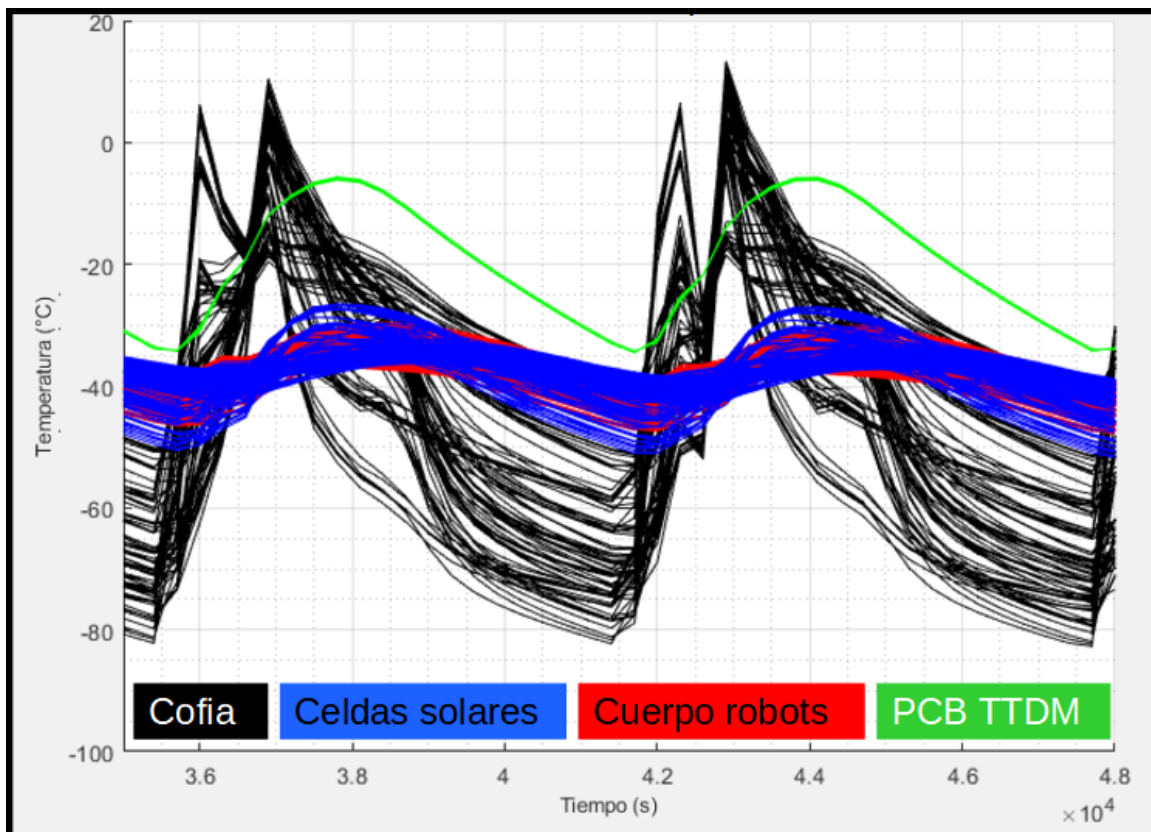


Figura 7.3: Caso 3

Las temperaturas para este caso se grafican en la figura 7.3. Se observa que las mayores excurciones en temperatura, al igual que los casos anteriores, ocurren en la cofia oscilando entre -85°C y 14°C , mientras que las temperaturas de los cuerpos de los robots realizan oscilaciones no mayores a 20°C al rededor de los -40°C . A diferencia de los casos anteriores la PCB se mantiene más caliente que los robots, e incluso que el resto del sistema en los períodos fríos, oscilando entre -35°C y -5°C .

7.4. Caso 4

Superficie lunar caliente

El caso 4 fue el más interesante, consistió del modelo más complejo y cuya solución se hizo para un período mucho mayor. Igual que en los casos anteriores se resolvieron varios períodos para que la solución se estabilizara.

En la superficie lunar las temperaturas están determinadas por la posición del Sol en el cielo, el cual cambia de posición lentamente, aproximadamente 1° cada 7087 s, por lo que se esperarí que las temperaturas cambien también lentamente.

Si hacemos la correspondencia de llamar medio día al momento del ciclo cuando el Sol está en su máxima elevación aparente, y dividimos el día solar lunar en 24 fracciones, se tiene una analogía a las horas del día terrestre, a cada intervalo le podemos llamar una hora lunar y de esta manera podemos referirnos al tiempo local lunar (TLL). Usando esta convención la solución abarca desde las 6:00 hrs hasta las 18:00 hrs, siendo las 6:00 hrs el momento en que el Sol comienza a salir.

Según el documento EDS el aterrizaje se realizará entre 55 y 110 horas después del amanecer lunar, correspondiente aproximadamente entre las 8:00 hrs y las en tiempo local lunar.

Después de aterrizar se apagará el motor y se vaciarán los tanques y después de un par de horas los robots de COLMENA serán desplegados.

El caso está construido de modo que a la salida del Sol, es decir, cuando el modelo

crucza la línea de noche/día, se le asigna las 06:00 hrs.

En la figura 7.4 se muestran las vistas superiores de la nave sobre la superficie lunar para diferentes posiciones a lo largo del día lunar. Se aprecia el efecto que tiene la nave sobre la superficie, creando diferentes regiones sobre ésta. Al rededor de la nave se generan fuertes gradientes de temperatura ocasionados por las diferencias de iluminación solar, debido a las sombras y reflexiones generadas por la nave y la baja conductividad del regolito lunar.

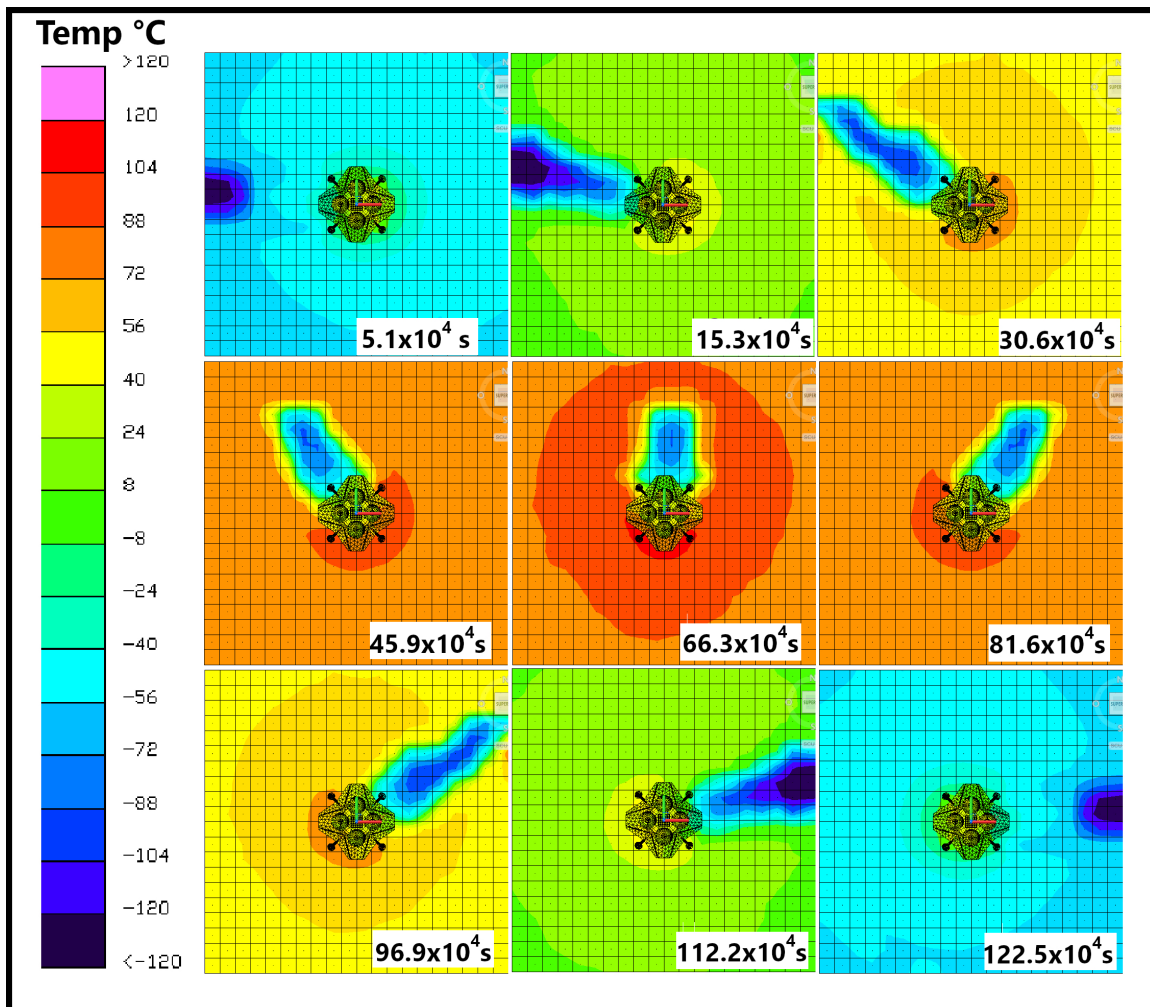


Figura 7.4: Vista superior de las temperaturas del modelo para diferentes momentos del día lunar. En las imágenes el norte se encuentra en la parte superior.

En todo momento existe una sombra en sentido contrario a la posición del Sol, haciendo que las temperaturas bajen fuertemente, llegando a ser cercanas a los -120° C en las regiones más frías. Esta sombra aparece por el oeste en el amanecer y

recorre toda la región norte hasta llegar al este en el anochecer. Por otro lado, en la región que da hacia el Sol las temperaturas superficiales son muy altas en las regiones más cercanas a la nave, ocasionadas por la radiación solar que es reflejada por las superficies de la nave, en esta región cercana, menor a 2 m de la nave, las temperaturas pueden llegar a superar los 104°C . COLMENA se encuentra en la región del Deck que estará orientada hacia el Sur-Oeste y los robots serán desplegados en esta dirección sobre el suelo lunar, por lo que se espera que encuentren temperaturas superficiales entre 40°C y 100° y que nunca estén en la sombra de la nave. En la figura 7.5 se muestra con más detalle la distribución de temperaturas del modelo para el medio día lunar. Se observa la interacción de la nave con el suelo, generando gradientes de temperatura entre la parte iluminada y la sombra, superando los 117°C en el frente de la nave, donde se concentra el calor reflejado por las superficie de Mylar y bajando cerca de -80°C en la sombra proyectada por la nave.

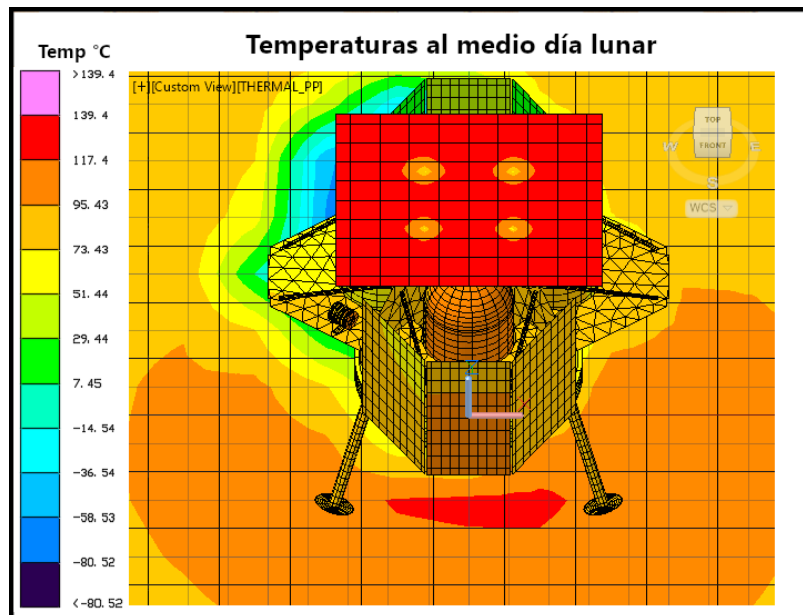


Figura 7.5: Distribución de temperaturas en el modelo al medio día lunar

Las temperaturas para COLMENA se muestran graficadas en la figura 7.6. Se observa que parten por debajo de -150°C al amanecer y en las primeras horas suben con una pendiente pronunciada. Cerca de las 8:00 hrs TLL, hora del aterrizaje existe el mayor gradiente de temperaturas, con la mínima en -30°C y la máxima en 70°C .

Las temperaturas de la cofia están casi equalizadas con los robots, incrementando lentamente a lo largo del día para comenzar a descender aproximadamente a las 15:00 hrs. La temperatura máxima nunca excede los 120°C.

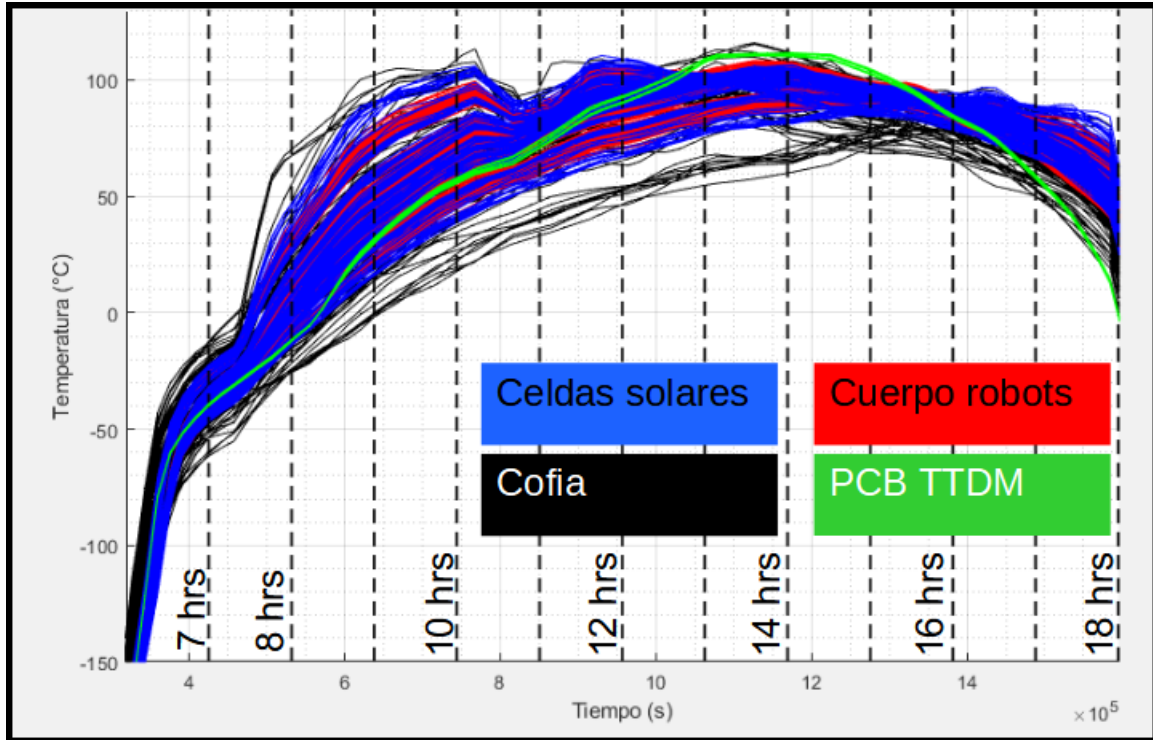


Figura 7.6: Caso 4

Capítulo 8

Conclusiones

Se realizaron simulaciones térmicas para los casos más críticos de la misión, en estas simulaciones se incluyeron los fenómenos conductivos y radiativos de transferencia de calor. Para los casos en que la nave se encuentra en órbita, y también para el descenso caliente, las condiciones de frontera fueron previamente calculadas por Astrobotic y fueron estas condiciones las que se impusieron en el modelo. En el caso en que el ambiente térmico involucra la superficie lunar se incluyó el modelo de la nave y la superficie lunar en la simulación.

El modelo computacional realizado permitió obtener las temperaturas como función del tiempo para los principales componentes de COLMENA en los casos más críticos, cuyos resultados, condensados en las temperaturas máximas y mínimas para cada caso son los siguientes:

Caso 1, órbita lunar caliente: -60°C a 80°C para la cofia y -30°C a 35°C para el resto del modelo.

Caso 2, órbita lunar fría: -59°C a 60°C para la cofia, -30°C a 30°C para los robots y -55°C a -35°C para la PCB.

Caso 3, descenso controlado, caliente: -60°C a 0°C para la cofia -50°C a -5°C para el resto del modelo.

Caso 4, superficie lunar caliente: -30°C a 120°C para todo el modelo.

Se reportaron estos resultados así como los detalles de estas simulaciones a Astrobotic, quienes los aprobaron validando la compatibilidad de la carga útil con la

misión.

Los resultados de estas simulaciones sirvieron como base para realizar las pruebas de ciclado térmico en vacío de los modelos de validación y vuelo de COLMENA, las cuales fueron superadas con éxito.

Anexo 1: temperaturas de frontera

TSINK

A continuación se muestran graficadas las temperaturas TSINK provistas por Astrobotic para los primeros 3 casos.

Recordemos que las condiciones están impuestas como condiciones de frontera sobre una caja rectangular cuyo volumen encierra a COLMENA, la correspondencia de los lados es la de la figura 6.1. En negro se grafica la temperatura promedio calculada cómo:

$$T_{prom} = \frac{\sum_i T_i A_i}{A_i} \quad (8.1)$$

donde A_i es el área de la i ésima cara.

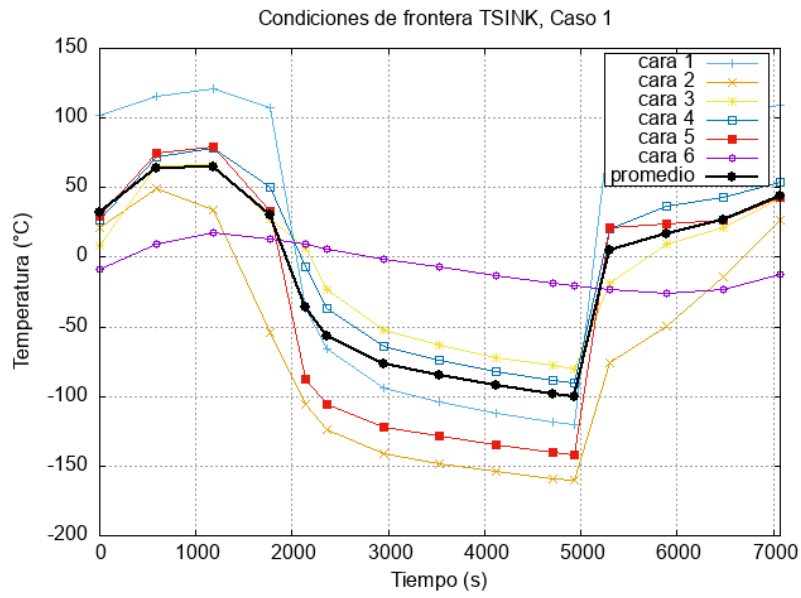


Figura 8.1: Condiciones de frontera TSINK, caso 1.

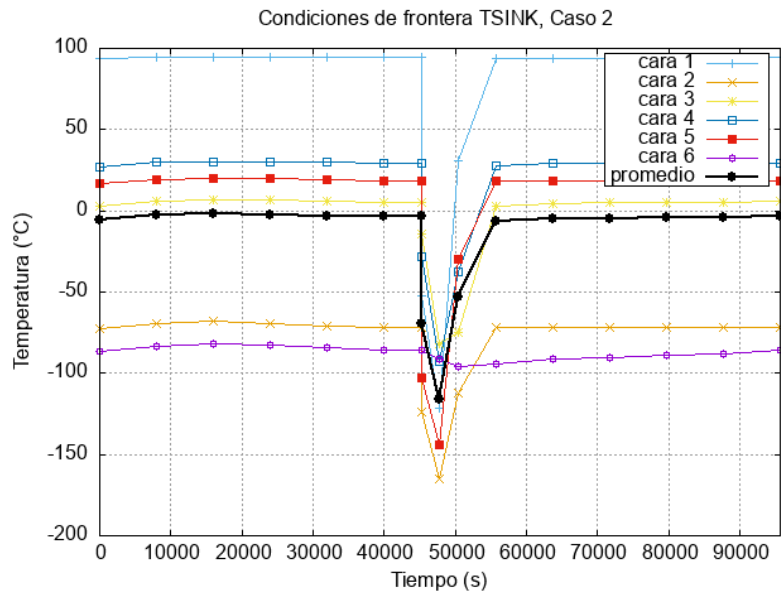


Figura 8.2: Condiciones de frontera TSINK, caso 2.

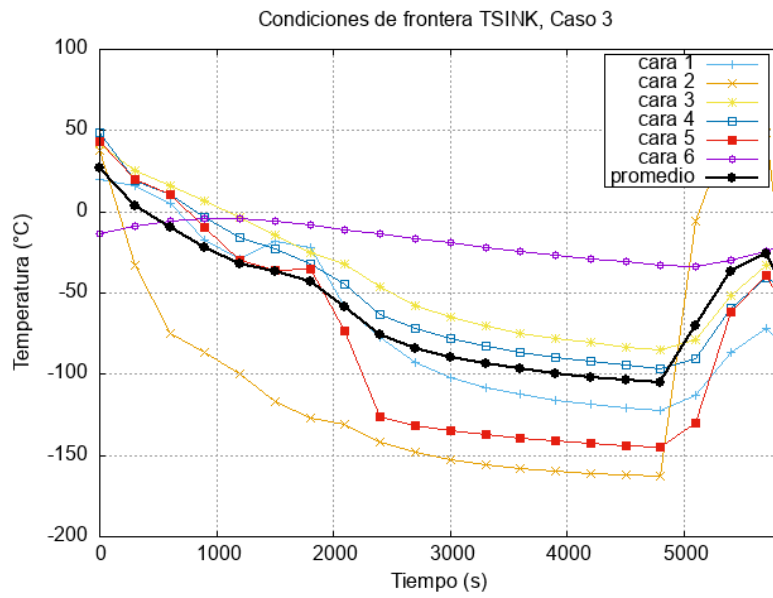


Figura 8.3: Condiciones de frontera TSINK, caso 3.

Anexo 2: Aproximación por modelos simplificados

Para poder entender los comportamientos y rangos de temperaturas que se esperan obtener para el modelo de COLMENA se hicieron algunos modelos simplificados.

Las condiciones ambientales son los flujos solares y lunares así como los provenientes de la nave tanto directos como reflejados. Estas condiciones fueron provistas por Astrobotic en una serie de tablas, para cada caso calcularon estos flujos para el volumen control de la figura 6.1. Sobre este volumen también calcularon las temperaturas equivalentes TSINK que serán usadas como condiciones de frontera para el modelo de COLMENA.

Para evaluar que las temperaturas TSINK se correspondan a los flujos ambientales, se calculó de manera analítica para cada marca de tiempo, la temperatura de equilibrio de una caja negra e isotérmica con las dimensiones del volumen control calentada por los flujos provistos.

Para el cálculo de las temperaturas de la caja se supuso que es isotérmica, con las propiedades de un cuerpo negro y que además se encuentra en equilibrio térmico para cada marca de tiempo. Como condición lejana suponemos que el espacio profundo se encuentra a $0K$.

Para un objeto con una temperatura superficial fija y un área A , el calor radiado Q_{tot} está dado por la ley de Stephan-Boltzmann (ecuación 1.16) :

$$Q_{tot} = A\epsilon\sigma T^4 \tag{8.2}$$

El calor absorbido por la caja es la suma de los calores absorbidos en cada cara, que igualado al calor emitido queda:

$$\sum_{i=1}^6 Q_i = Q_{tot} = \sum_{i=1}^6 A_i \epsilon \sigma T^4 \quad (8.3)$$

con $i=1, \dots, 6$

Al ser un cuerpo negro, $\epsilon = 1$, la temperatura de la caja es:

$$T = \left(\frac{\sum_{i=1}^6 Q_i}{\sigma \sum_{i=1}^6 A_i} \right)^{(1/4)} \quad (8.4)$$

Utilizando esta ecuación se calcularon las temperaturas estacionarias para la caja utilizando primero únicamente los flujos solares y posteriormente usando todos los flujos (solar + IR). Estas temperaturas se calcularon para los casos 1 y 2 y se muestran en las figuras 8.4 y 8.6.

Estas soluciones sirven como un primer punto de comparación y dan una idea de las temperaturas que se esperarían para TSINK. Al comparar la temperatura de la caja negra isotérmica con la TSINK promedio, observamos que siguen los mismos comportamientos aunque sus temperaturas más frías se encuentran hasta 25° C más bajas en las temperaturas calculadas.

El siguiente paso fue realizar modelos de cilindros sólidos de 10 cm de base por 20 cm de altura y de diferentes materiales, con el fin de observar los efectos de inercia térmica y radiación superficial. Cada cilindro se colocó en el centro del volumen control con las temperaturas TSINK como frontera y se resolvió una solución estacionaria de un ciclo y una solución dependiente del tiempo de varias órbitas para observar la convergencia y estabilidad.

Propiedades de los cilindros usados en los modelos simplificados		
Modelo	Propiedad radiativa	Propiedad conductiva
Cilindro 1	Mylar	Nylon 12CF
Cilindro 2	Cuerpo Negro	Nylon 12CF
Cilindro 3	Cuerpo Negro	Aluminio

Tabla 8.1: Propiedades de los modelos simplificados

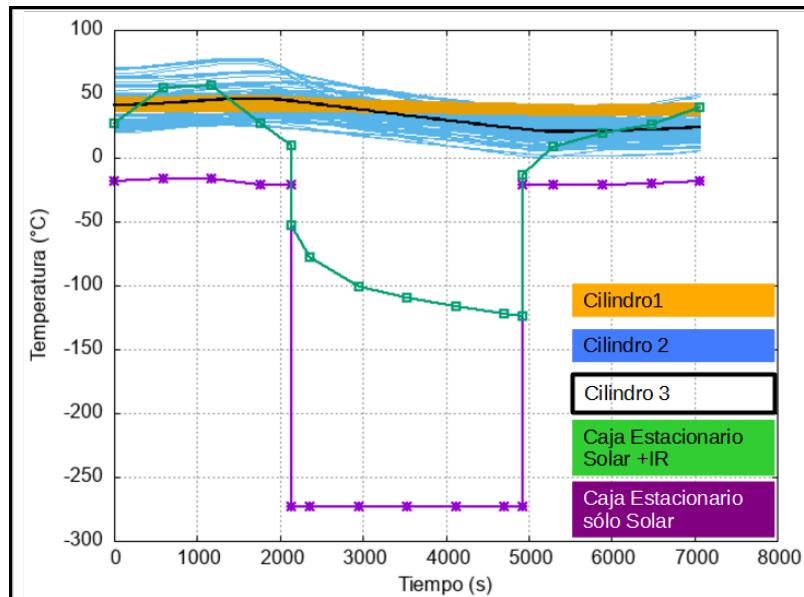


Figura 8.4: Temperaturas de modelos simplificados, caso 1, solución estacionaria

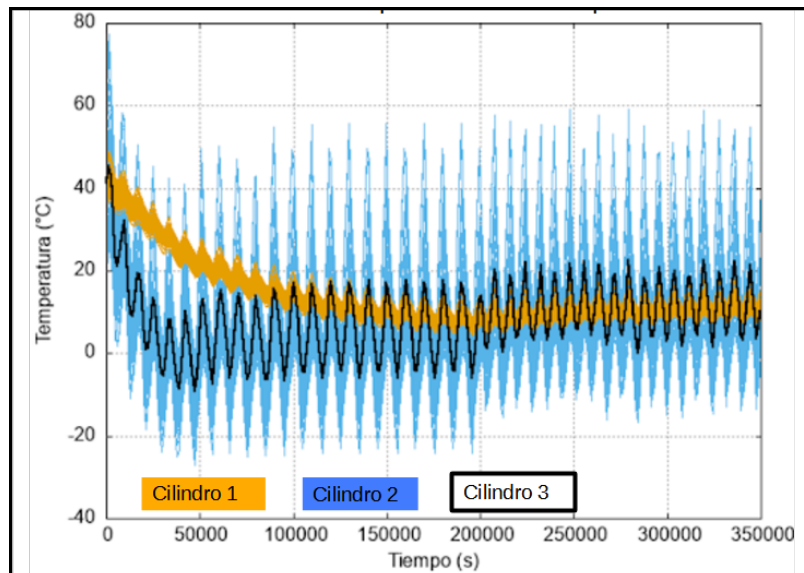


Figura 8.5: Temperaturas de modelos simplificados, caso 1, solución dependiente del tiempo

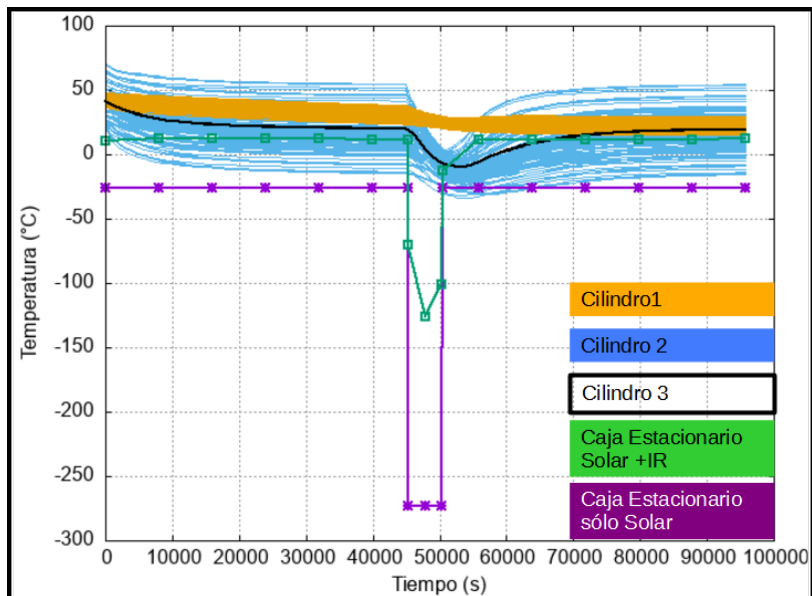


Figura 8.6: Temperaturas de los modelos simplificados, caso 2, solución estacionaria

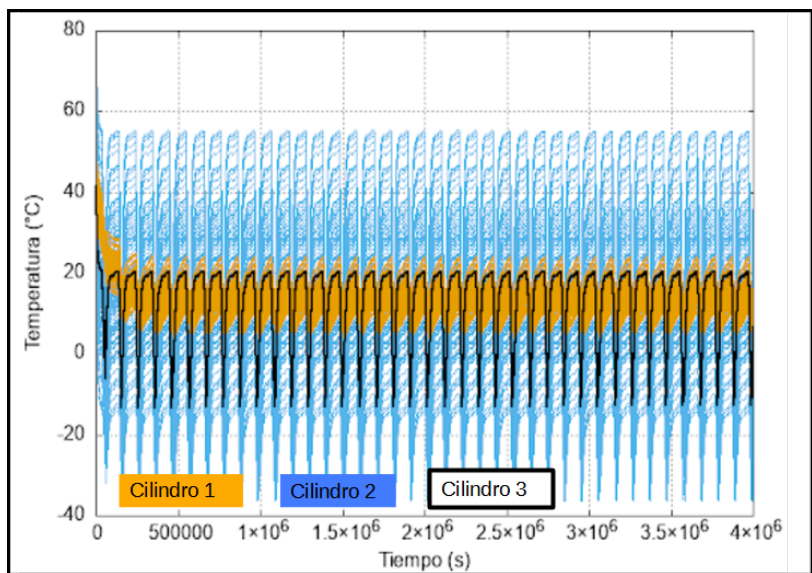


Figura 8.7: Temperaturas de los modelos simplificados, caso 2, solución dependiente del tiempo

Bibliografía

- [1] Frank P. Incropera & David P. Dewitt & Theodore L. Bergman & Adrienne S. Lavine (2007) *Fundamentals of heat and mass transfer, 6th edition*. John Wiley & Sons, New Jersey.
- [2] M. Necati Özışık & Helcio R.B. Orlande & Marcelo José Colaço & Renato Machado Cotta (2017) *Finite difference methods in heat transfer, 2nd edition*. Taylor & Francis Group, Florida.
- [3] C&R Technologies (2020) *TD Suite Manual for Thermal Desktop, TD Direct, and SINDA/FLUINT, Version 6.2*. Cullimore and Ring Technologies.
- [4] Yunus A. Cengel (2020) *Heat transfer, a practical approach, 2th edition*. McGraw-Hill, New York.
- [5] John R. Howell & M. Pinar Mengüç & Kyle Daun & Robert Siegel (2021) *Thermal radiation heat transfer, 7th edition*. Taylor & Francis Group, Florida.
- [6] Je-Chin Han (2012) *Analytical heat transfer*. Taylor & Francis Group, Florida.
- [7] Grant H. Heiken & David T. Vaniman & Bevan M. French (1991) *Lunar source-book, a user's guide to the moon*. Cambridge University Press.
- [8] M.G.Langseth & Stephen J. Kheim (1977) *Lunar heat-flow experiment*. Final Technical Report. NASA Grant NAS-9-06037, CU-4-77. Lamont-Doherty Geological Observatory of Columbia University. Palisades, New York.
- [9] R. Karam (1998) *Satellite thermal control for systems engineers*. Progress in Astronautics and Aeronautics, USA.

- [10] J. Meseguer & I. Pérez-Grande & A. Sanz-Andrés (2012) *Spacecraft thermal control*. Woodhead Publishing, Cambridge.
- [11] Zdenek Kopal(1962) *Physics and astronomy of the Moon* Academic Press, London.
- [12] Richard A. Robie & Bruce S. Hemingway & William H. Wilson (1970) *Specific heats of lunar surface materials from 90 to 350 degrees Kelvin*. Science, 167, 749-750.
- [13] S.J. Keihm & K. Peters & M.G Langseth & J.L. Chute (1973) *Apollo 15 measurement of lunar surface and brightness, thermal conductivity of the upper $1\frac{1}{2}$ meters of regolith*. Earth and Planetary Science Letters, 19,337-351.
- [14] J.P. Williams & D.A. Paige & B.T. Greenhagen & E. Sefton-Nash (2017) *The global surface temperatures of the Moon as measured by the Diviner Lunar Radiometer Experiment* Icarus 283, 300-325.
- [15] Joseph F. Gasbarre & Ruth M. Amundsen & Salvatore Scola & Frank B. Leahy & John R. Sharp (2008) *Gound plane and near-surface thermal analysis for NASA's Constellation programs*. Thermal Fluids and Analysis Workshop.
- [16] James A. Fountain & Edward A. West (1970) *Thermal conductivity of particulate basalt as a function of density in simulated lunar and martian enviroments*. Journal of Geophysical Research, 75(20),4063-4069.
- [17] Steven L. Rickman (2014) *Introduction to on-orbit thermal enviroments*. Thermal and Fluids Analysis Workshop, Cleveland, Ohio.
- [18] Steven L. Rickman (2015) *Form factors, grey bodies and radation conductances (RADKS)*. Thermal and Fluids Analysis Workshop, Silver Spring, Maryland.
- [19] Paulo R.M. Fisch & Jasmine M. Bitanga &William L. Whittaker (2020) *Thermal modeling and design of a micro-rover for lunar polar exploration*. International

Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 19-23 October 2020.

- [20] Brian D. Hamill & Richard G. Schunk & Lisa Renee Erickson (2021) *Human landing system lunar thermal analysis guidebook* NASA, HLS-UG-001, liberado el 4 de junio de 2021.
- [21] Barry C. Roberts (2019) *Cross-Program design specification for natural environment (DSNE)* NASA, SLS-SPEC-159, Revision G. Liberado el 11 de diciembre de 2019.
- [22] <https://www.astrobotic.com/peregrine-aces-vibration-acoustics-testing-for-upcoming-lunar-journey/> Consultado el 30 de enero de 2023
- [23] <https://www.rocketlaunch.live/?filter=united-launch-alliance-ula> Consultado el 21 de mayo de 2023

