



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE
REGULACIÓN TÉRMICA PARA UN
MICROSATÉLITE**

T E S I S

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO**

P R E S E N T A:

JOSÉ LUIS OTERO MONTAUDON

DIRECTORES DE TESIS:

DR. SAÚL DANIEL SANTILLÁN GUTIÉRREZ

DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ



MÉXICO D.F.

SEPTIEMBRE 2013



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



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.

Agradecimientos

A mis padres, que han sido pilares en mi crecimiento como persona y que gracias a su impulso y orientación he conseguido finalizar exitosamente mi ciclo como estudiante, convirtiéndome al fin en un profesionalista.

A mis hermanas, que siempre han sido un ejemplo a seguir, y mi referencia principal en la conclusión de mis estudios y este trabajo.

A mis amigos y amigas, por brindarme siempre su apoyo y comprensión en toda clase de circunstancias.

A todos los profesores que durante mi formación han coadyuvado a mi crecimiento en conocimientos, pero también en valores.

Índice

AGRADECIMIENTOS	3
ÍNDICE	4
LISTA DE FIGURAS	6
LISTA DE TABLAS	7
LISTA DE ACRÓNIMOS	8
OBJETIVOS	10
INTRODUCCIÓN	10
1 MARCO TEÓRICO	11
1.1 SATÉLITES Y MISIONES ESPACIALES	11
1.2 MECANISMOS DE TRANSFERENCIA DE CALOR: CONDUCCIÓN Y RADIACIÓN	13
1.3 PANORAMA GENERAL DEL SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO	17
1.4 ENTORNO TÉRMICO	17
1.4.1 <i>Radiación solar</i>	19
1.4.2 <i>Albedo</i>	20
1.4.3 <i>Radiación Infrarroja de la Tierra</i>	22
1.4.4 <i>Emisión de calor del satélite</i>	24
2 DISEÑO CONCEPTUAL	25
2.1 PROCESO DE DISEÑO CONCEPTUAL.....	25
2.1.1 <i>Requerimientos y Especificaciones</i>	25
2.1.2 <i>Determinación del ambiente térmico</i>	26
2.1.3 <i>Casos extremos de temperatura</i>	29
2.2 BALANCE TÉRMICO	30
2.3 TECNOLOGÍAS DE CONTROL TÉRMICO	33
2.3.1 <i>Acabados superficiales</i>	33
2.3.2 <i>Aislamiento multicapa</i>	36
2.3.3 <i>Elementos de conducción</i>	39
2.3.4 <i>Materiales de cambio de fase</i>	40
2.3.5 <i>Radiadores</i>	43
2.3.6 <i>Tubos de calor</i>	46
2.3.7 <i>Otros elementos activos</i>	49
2.4 SELECCIÓN DE ELEMENTOS DE CONTROL TÉRMICO	50
3 ANÁLISIS TÉRMICO	52
3.1 MODELO TÉRMICO MATEMÁTICO (TMM)	52
3.2 PARÁMETROS Y CARACTERÍSTICAS DE LA SIMULACIÓN	58
3.3 REPORTE DE SIMULACIONES.....	61
3.3.1 <i>Sin Control Térmico</i>	61
3.3.2 <i>Gráficas T vs t . Caso Extremo Frío – Sin Control Térmico</i>	67

3.3.3	<i>Gráficas T vs t. Caso Extremo Caliente – Sin Control Térmico</i>	76
3.3.4	<i>Con Control Térmico</i>	79
3.3.5	<i>Gráficas T vs t. Caso Extremo Frío – Con Control Térmico</i>	85
3.3.6	<i>Gráficas T vs t. Caso Extremo Caliente – Con Control Térmico</i>	94
3.4	ANÁLISIS DE RESULTADOS	98
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES		99
TRABAJO A FUTURO		100
BIBLIOGRAFÍA		100
ANEXOS		103

Lista de Figuras

Figura 1.1 Intercambio de radiación en una superficie.....	14
Figura 1.2 Factor de forma debido a la radiación entre las superficies dA_i y dA_j	15
Figura 1.3 Entorno térmico de una satélite espacial.....	19
Figura 1.4 Distribución espectral (solar y a temperatura ambiente) de un cuerpo.....	20
Figura 1.5 Irradiación albedo de un vehículo espacial.....	21
Figura 1.6 Distribución espectral de la radiación térmica de la Tierra.....	23
Figura 2.1 Modo de operación Caja 1.....	27
Figura 2.2 Modo de operación Caja 2.....	28
Figura 2.3 Modo de operación Caja 3.....	28
Figura 2.4 Diagrama de Interfaces de los subsistemas satelitales.....	29
Figura 2.5 Balance energético de radiación.....	33
Figura 2.6 Composición típica de una manta de MLI.....	36
Figura 2.7 Efecto de la presión de gas sobre la conductividad térmica.....	38
Figura 2.8 Emitancia efectiva vs número de capas de Mylar aluminizadas.....	39
Figura 2.9 Sistema de control térmico de cambio de fase para un componente electrónico de única utilización.....	40
Figura 2.10 Sistema de control térmico de cambio de fase para componentes de operación cíclica.....	41
Figura 2.11 Rechazo de calor por radiación de un cuerpo negro.....	44
Figura 2.12 Radiador desplegable Alpha.....	45
Figura 2.13 Radiador desplegable de la Estación Espacial Internacional.....	46
Figura 2.14 Esquema del funcionamiento de un tubo de calor.....	47
Figura 2.15 Tubo de calor de conductancia variable.....	48
Figura 2.16 Diagrama de flujo del Proceso de Selección de elementos de control térmico.....	51
Figura 3.1 Vista completa. Caso Frío - Sin TC.....	61
Figura 3.2 Paneles solares. Caso Frío - Sin TC.....	62
Figura 3.3 Placas. Caso Frío - Sin TC.....	63
Figura 3.4 Rejillas. Caso Frío - Sin TC.....	64
Figura 3.5 Cajas. Caso Frío - Sin TC.....	65
Figura 3.6 Ángulos. Caso Frío - Sin TC.....	66
Figura 3.7 Vista completa. Caso Caliente - Sin TC.....	70
Figura 3.8 Paneles solares. Caso Caliente - Sin TC.....	71
Figura 3.9 Placas. Caso Caliente - Sin TC.....	72
Figura 3.10 Rejillas. Caso Caliente - Sin TC.....	73
Figura 3.11 Cajas. Caso Caliente - Sin TC.....	74
Figura 3.12 Ángulos. Caso Caliente - Sin TC.....	75
Figura 3.13 Vista completa. Caso Frío - Con TC.....	79
Figura 3.14 Paneles solares. Caso Frío - Con TC.....	80
Figura 3.15 Placas. Caso Frío - Con TC.....	81
Figura 3.16 Rejillas. Caso Frío - Con TC.....	82
Figura 3.17 Cajas. Caso Frío - Con TC.....	83
Figura 3.18 Vigas. Caso Frío - Con TC.....	84
Figura 3.19 Vista completa. Caso Caliente - Con TC.....	88
Figura 3.20 Paneles solares. Caso Caliente - Con TC.....	89

Figura 3.21 Placas. Caso Caliente - Con TC.....	90
Figura 3.22 Rejillas. Caso Caliente - Con TC	91
Figura 3.23 Cajas. Caso Caliente - Con TC	92
Figura 3.24 Ángulos. Caso Caliente - Con TC.....	93

Lista de Tablas

Tabla 1.1 Tipos de órbitas satelitales.	11
Tabla 1.2 Variación de la presión atmosférica con respecto a la altitud.	18
Tabla 1.3 Constante solar y valores de albedo para los planetas del Sistema Solar	21
Tabla 1.4 Valores típicos de Albedo y Radiación IR para varias órbitas.	22
Tabla 2.1 Rangos de temperatura	26
Tabla 2.2 Parámetros de la órbita propuesta	26
Tabla 2.3 Valores de α y ϵ para varios acabados superficiales.	34
Tabla 2.4 Materiales de cambio de fase típicos en el rango de -25 a 62°C	42
Tabla 2.5 Materiales de cambio de fase típicos para bajas temperaturas	42
Tabla 2.6 Fluidos de trabajo para tubos de calor	49
Tabla 2.7 Elementos activos de control térmico	49
Tabla 2.8 Elementos pasivos propuestos	50
Tabla 3.1 Propiedades térmicas de los materiales utilizados	59
Tabla 3.2 Propiedades ópticas para la fase inicial de la misión	59
Tabla 3.3 Propiedades ópticas para la fase final de la misión	59
Tabla 3.4 Propiedades ópticas TC para la fase inicial de la misión	59
Tabla 3.5 Propiedades ópticas TC para la fase final de la misión	59
Tabla 3.6 Parámetros orbitales	60
Tabla 3.7 Análisis de Resultados	98

Lista de acrónimos

- ACS – Attitude Control System (Sistema de Control de Actitud)
- AVCS – Attitude and Velocity Control System (Sistema de Control de Actitud y Velocidad)
- CAD – Computer Aided Design (Diseño Asistido por Computadora)
- C&DH – Command and Data Handling (Manejo de Datos y Comandos)
- EPS – Electric Power System (Sistema de Potencia Eléctrica)
- EPDS – Electric Power Distribution System (Sistema de Distribución de Potencia Eléctrica)
- FDM – Finite Difference Method (Método de Diferencias Finitas)
- FEM – Finite Element Method (Método de Elemento Finito)
- FHM – Free Molecular Heating (Calentamiento Libre Molecular)
- HEO – High Earth Orbit (Órbita Terrestre Alta)
- HEO* - High Elliptic Orbit (Órbita Altamente Elíptica)
- IMU – Inertial Measurement Unit (Unidad de Medición Inercial)
- IRU – Inertial Reference Unit (Unidad de Referencia Inercial)
- IR – Infrarrojo
- LEO – Low Earth Orbit (Órbita Terrestre Baja)
- LHP – Loop Heat Pipe (Circuito de Tubos de Calor)
- MEO – Medium Earth Orbit (Órbita Terrestre Media)
- MLI – Multilayer Insulation (Aislamiento Multicapa)
- PCM – Phase Change Material (Material de Cambio de Fase)
- SINDA – Systems Improved Numerical Differencing Analyzer ®
- TCS – Thermal Control System (Sistema de Control Térmico)
- TD – Thermal Desktop ®
- TMM – Thermal Mathematical Model (Modelo Térmico Matemático)
- TSS – Thermal Synthesizer System ®
- TT&C – Telemetry, Tracking and Command (Telemetría, Rastreo y Comando)

UA – Unidad Astronómica

UV - Ultravioleta

VCHP – Variable Conductance Heat Pipe (Tubo de Calor de Conductancia Variable)

Objetivos

El objetivo de este trabajo es realizar un análisis del comportamiento térmico del satélite QUETZAL, además de diseñar una primera propuesta de elementos de control térmico que garanticen el funcionamiento óptimo del satélite al mantener todos los subsistemas dentro del rango de temperatura operacional correspondiente.

Introducción

Dadas las condiciones del ambiente espacial a las que está inmerso un satélite, es de gran importancia, entre otros factores, que los diferentes componentes y dispositivos se mantengan operando bajo estrictas especificaciones térmicas, y de esta manera el satélite sea capaz de cumplir exitosamente la misión para la que fue creado y puesto en órbita.

En el presente trabajo se expone el proceso de diseño conceptual seguido para seleccionar una propuesta de elementos para el sistema de control térmico del satélite QUETZAL. Se hace un resumen del estado del arte de las diferentes tecnologías que son empleadas en el área espacial en la actualidad.

Asimismo se presenta un análisis térmico del satélite, realizado mediante la simulación (en el software THERMAL DESKTOP) del ciclado térmico del satélite en una órbita definida y condiciones específicas. La simulación incluye casos extremos de temperatura, modos de operación, y se realizó en dos etapas. La primera etapa no incluye elementos de control térmico, con el fin de observar el comportamiento térmico del satélite. En la segunda etapa se implementaron los elementos de control térmico previamente seleccionados. Se muestran los resultados obtenidos de la simulación en sus diferentes etapas, además del análisis de resultados correspondiente.

1 Marco Teórico

1.1 Satélites y Misiones espaciales

Un satélite artificial es una nave espacial creada por el hombre, que se pone en órbita por medio de un vehículo lanzador para realizar alguna misión alrededor de planetas, asteroides, cometas o galaxias [1]. Las misiones satelitales pueden ser de tipo científicas, tecnológicas, comerciales y militares. Al finalizar su vida útil, los satélites quedan inertes en calidad de desechos espaciales.

Las misiones satelitales son numerosas y variadas; se lanzan satélites al espacio para propósitos diversos como: comunicaciones, monitoreo climático, navegación, recursos naturales, contaminación, entre otras.

Las órbitas que describen los satélites se clasifican por criterios como: altura, inclinación, trayectoria o por la dirección de la trayectoria del satélite, tal y como se muestra en la tabla 1.1.

Tabla 1.1 Tipos de órbitas satelitales.

ALTURA	
Tipo	(km)
Terrestre Baja (LEO)	<1500
Terrestre Media (MEO)	2000-20000
Terrestre Alta (HEO)	20000-36000
Geoestacionaria (GEO)	~36000
INCLINACIÓN	
Tipo	(°)
Ecuatorial	0
Inclinación Baja	
Inclinación Alta	
Heliosíncrona	
A 185 km	96.3
A 925 km	99.1
Polar	90
Inclinación crítica	
Directa	63.4
Retrógrada	116.6
TRAYECTORIA	
Circular	
Elíptica	
Molniya	
HEO* (altamente elíptica) con inclinación crítica	
Transferencia de Hofmann	
Parabólica	
Hiperbólica	
DIRECCIÓN DEL MOVIMIENTO DEL SATÉLITE	
Directa	
Retrógrada	

Un satélite está conformado básicamente por dos partes: Plataforma y Carga Útil. La plataforma satelital está constituida por todos los subsistemas que hacen funcionar al satélite, y dan soporte

para todas las fases de la misión y vida útil del artefacto. La carga útil representa la parte más importante del satélite, debido a que incluye a los instrumentos que se encargarán de llevar a cabo la misión, per se.

Los diferentes subsistemas que conforman la plataforma satelital y dan soporte a la carga útil son generalmente:

- Estructural: Es la estructura física del satélite, a esta se encuentran montados los propulsores, electrónica, sensores, computadora y otros componentes.
- Potencia eléctrica (EPS o EPDS): Es el que se encarga de generar y distribuir la potencia eléctrica al satélite, incluyendo paneles solares, baterías, convertidores de potencia, controladores, entre otros.
- Telemetría, rastreo y comando (TT&C): Es el equipo electrónico que rastrea, monitorea y se comunica con el satélite desde la Tierra. Generalmente incluye receptores, transmisores, antenas, grabadoras, así como sensores de estado de operación para parámetros como temperatura, corriente eléctrica, voltaje, presión de tanques combustible, y el estado de habilitado/deshabilitado para varios componentes.
- Control de Actitud y Velocidad (ASC o AVCS): Incluye dispositivos utilizados para sensar y controlar la orientación y velocidad del satélite. Algunos componentes típicos de este sistema son: sensores de Tierra y Sol, sensores de estrellas, ruedas de reacción y momento, Unidades de Medición Inercial (IMUs), Unidades de Referencia Inercial (IRUs), y la electrónica requerida para procesar señales de los dispositivos anteriores, así como controlar la orientación del satélite.
- Propulsión: Está conformado por cohetes de lanzamiento, sólidos y líquidos, además de jets de gas comprimido y los componentes asociados para cambiar la orientación, velocidad, o tasa de giro. Los cohetes sólidos son utilizados para colocar al satélite en su órbita definitiva, después de la separación del vehículo de lanzamiento. Propulsores líquidos son empleados para controlar la orientación así como también para la inserción del satélite en la órbita final, así como ajustes de la misma. Se consideran también tuberías, válvulas y tanques asociados a los propulsores.
- Control Térmico (TCS): Lo conforman los dispositivos encargados de controlar las temperaturas de todos los componentes del satélite, de manera que se mantengan dentro de sus rangos térmicos específicos.

El subsistema a profundizar en el presente trabajo será el de Control Térmico.

El proceso de diseño conceptual del Sistema de Control Térmico será ejemplificado para el caso del micro-satélite "QUETZAL" [2], que es un proyecto de colaboración entre el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT), y la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM). El QUETZAL será un micro-satélite de percepción remota, operará en una órbita (LEO), su misión será la detección y monitoreo de partículas contaminantes en la atmósfera de ciudades latinoamericanas, (incluyendo México), y la información recabada de su misión servirá para efectos de análisis, toma de decisiones y estrategias para el control de la contaminación en los países involucrados.

1.2 Mecanismos de Transferencia de Calor: Conducción y Radiación

Transferencia de calor por Conducción

La conducción es el proceso por el cual el calor fluye por un medio (o entre distintos medios) en contacto físico directo. La energía calorífica es transmitida por medio del choque molecular de los medios en contacto, fluyendo invariablemente de la región de mayor temperatura a la de menor [3].

La ecuación que modela este mecanismo de transferencia de calor es:

$$Q_c = \frac{kA}{l} \Delta T \quad (1.1)$$

donde k es la conductividad térmica, A es el área de sección transversal, l es la longitud y ΔT es la diferencia de temperatura. El término kA/l es denominado *conductancia térmica* h_c . Despejando ΔT , se tiene:

$$\Delta T = Q_c \frac{1}{h_c} \quad (1.2)$$

Si el camino de conducción está conformado por número de caminos de conducción conectados en serie, la diferencia de temperatura puede describirse como:

$$\Delta T = Q_c \left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \dots \right) = Q_c \frac{1}{h_c} \quad (1.3)$$

Y por lo tanto, la conductancia térmica efectiva, h_c se puede calcular de la ecuación:

$$\frac{1}{h_c} = \frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \dots \quad (1.4)$$

Para un satélite compuesto de n nodos isotérmicos, el calor conducido desde el nodo i -ésimo al nodo j -ésimo está dado por:

$$Q_{cij} = h_{ij} (T_i - T_j) \quad (1.5)$$

donde h_{ij} es la conductancia efectiva entre los nodos i y j , mientras que T_i y T_j son las temperaturas de los nodos i -ésimo al j -ésimo, respectivamente.

Transferencia de calor por Radiación

La radiación térmica es energía emitida por materia que se encuentra a una temperatura superior al cero absoluto. La energía de radiación es transportada por ondas electromagnéticas (o fotones). Para que se lleve a cabo la transferencia de calor por radiación, no se requiere la presencia de un medio material, y de hecho, ocurre de manera más eficiente en el vacío.

Sea el proceso de radiación de la figura 1.1. La placa emite energía térmica a través de su superficie, y la razón de cambio de dicha energía por unidad de área (W/m^2) se denomina *Potencia emisiva* E de la superficie. La potencia emisiva máxima que puede presentar un cuerpo se modela mediante la *Ley de Stefan-Boltzmann*:

$$E_b = \sigma T_s^4 \quad (1.6)$$

Donde T_s es la temperatura absoluta (K) de la superficie y σ es la constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma=5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$). Una superficie con dicha potencia emisiva es denominada radiador ideal o *cuerpo negro*.

El flujo de calor emitido por una superficie real es de menor magnitud que la de un cuerpo negro a la misma temperatura y está dado por:

$$E = \varepsilon \sigma T_s^4 \quad (1.7)$$

Donde ε es una propiedad radiativa de la superficie, llamada *emisividad*. Esta propiedad significa la fracción ($0 \leq \varepsilon \leq 1$) de la radiación emitida por una superficie, en comparación con la de un cuerpo negro, y su valor depende del material y el acabado superficial.

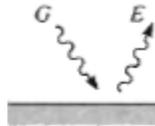


Figura 1.1 Intercambio de radiación en una superficie

Las superficies están expuestas a la radiación que incide sobre ellas, y dicha energía proviene de otras superficies o de alguna fuente calorífica específica como el Sol. La razón de cambio a la cual la radiación incide en una superficie se denomina *irradiación* G . Una fracción (o la totalidad) de la irradiación es absorbida por una superficie, aumentando su temperatura y la del cuerpo en cuestión. Lo anterior se representa matemáticamente como:

$$G_{abs} = \alpha G \quad (1.8)$$

Donde el término α representa la *absortividad*, que es la fracción ($0 \leq \alpha \leq 1$) de la irradiación que es absorbida por una superficie.

Factores de Forma

El factor de forma, F_{ij} es la fracción de la radiación que sale de una superficie i y es interceptada por la superficie j . Partiendo de considerar dos superficies difusas A_i y A_j , como se muestra en la figura 1.2, cada superficie tiene asociado un elemento diferencial de área, dA_i y dA_j respectivamente, unidas por una línea recta de longitud R , la cual forma ángulos polares θ_i y θ_j con respecto a los vectores normales \mathbf{n}_i y \mathbf{n}_j respectivamente. Los valores de R , θ_i y θ_j varían con la posición de las superficies A_i y A_j .

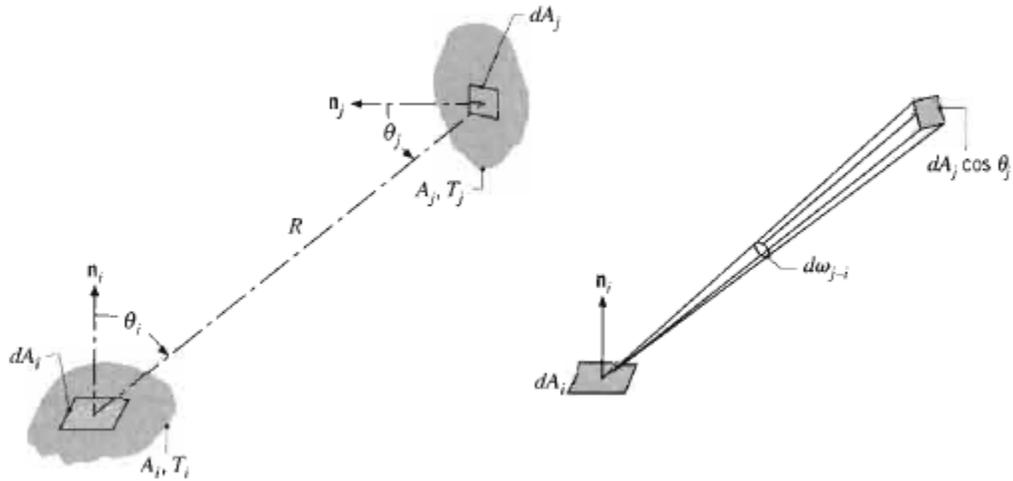


Figura 1.2 Factor de forma debido a la radiación entre las superficies dA_i y dA_j

De la (Referencia [3]) se obtiene que la razón de cambio a la cual sale la radiación de dA_i y es interceptada por dA_j se puede expresar como:

$$dq_{i \rightarrow j} = I_{e+r,i} \cos \theta_i dA_i d\omega_{j-i} \quad (1.9)$$

donde $I_{e+r,i}$ es la intensidad de radiación que sale de la superficie i por emisión y reflexión y $d\omega_{j-i}$ es al ángulo sólido subtendido por dA_j cuando es visto desde dA_i . Sabiendo que $d\omega_{j-i} = (\cos \theta_j dA_j) / R^2$ y sustituyendo en la ecuación anterior se obtiene:

$$dq_{i \rightarrow j} = I_{e+r,i} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{R^2} dA_i dA_j \quad (1.10)$$

Asumiendo que la superficie i emite y refleja de forma difusa, se sabe que $I_{e+r,i} = J_i / \pi$, y sustituyendo, se obtiene:

$$dq_{i \rightarrow j} = J_i \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (1.11)$$

La razón de cambio total a la que la radiación sale de la superficie i y es interceptada por j es obtenida integrando sobre las dos superficies. Por lo que

$$dq_{i \rightarrow j} = J_i \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (1.12)$$

Donde se asume que la intensidad J_i es uniforme sobre la superficie A_i .

De la definición de factor de forma

$$F_{ij} = \frac{q_{i \rightarrow j}}{A_i J_i} \quad (1.13)$$

Se llega a que

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (1.14)$$

Y de manera similar, el factor de forma F_{ji} es definido como la fracción de radiación que sale de A_j y es interceptada por A_i . Empleando el mismo desarrollo se obtiene

$$F_{ji} = \frac{1}{A_j} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (1.15)$$

Tanto la ecuación 1.14 como la 1.15 pueden ser usadas para determinar el factor de forma asociado con dos superficies cualesquiera que emiten y reflejan de manera difusa y que tienen radiación uniforme. Asimismo, de las dos ecuaciones se puede deducir la siguiente relación de reciprocidad de factores de forma

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji} \quad (1.16)$$

Dicha ecuación sirve para determinar el factor de forma de una superficie sabiendo el de la otra.

Otra relación importante de factores de forma es la regla de suma

$$\sum_{j=1}^N F_{ij} = 1 \quad (1.17)$$

Significa que desde un nodo j , la suma de los factores de forma debe ser 1 en una región que consiste de N superficies.

Emitancia efectiva

La emitancia efectiva entre dos superficies depende de las propiedades ópticas de las mismas, así como las reflexiones mutuas y hacia otras superficies cercanas. En el caso en el que todas las superficies son negras ($\epsilon=1$), la emitancia efectiva se reduce al resultado trivial $\epsilon_{ij}=1$. Para el caso de dos superficies paralelas, difusas, y separadas por una distancia pequeña comparada con el tamaño de sus áreas superficiales, se puede mostrar que

$$\epsilon_{ij} = \frac{\epsilon_i \epsilon_j}{\epsilon_i + \epsilon_j - \epsilon_i \epsilon_j} \quad (1.18)$$

A pesar de que se trata de un caso especial y sencillo, se puede encontrar de manera común en la práctica, y dicho modelo matemático conlleva a errores mínimos, siempre y cuando los valores de emisividad ϵ sean relativamente altos. Esta expresión es comúnmente utilizada para el cálculo de valores de emitancia efectiva y es aceptable para casos en los que el interior de un satélite ha utilizado pinturas.

1.3 Panorama general del Sistema de Control Térmico

La tarea principal del sistema de control térmico es mantener todos los componentes y subsistemas del satélite (tanto de la plataforma satelital como de la carga útil) dentro de sus límites de temperatura requeridos para cada una de las fases de una misión. Dichos límites se definen como: límites operacionales, los cuales deben respetarse mientras los componentes se encuentran operando y, límites de supervivencia, dentro de los cuales deben permanecer los componentes en todo momento, incluso en ausencia de alimentación eléctrica [4].

Los equipos electrónicos y mecánicos generalmente funcionan de manera adecuada y eficiente dentro de rangos estrechos de temperatura, de modo que: si se rebasan los límites operacionales, se tendrá un comportamiento fuera de lo esperado; en tanto que si se exceden los límites de supervivencia, los equipos podrían presentar un daño permanente y quedar inservibles. En la tabla 2.1 se muestran ejemplos de rangos de temperatura típicos para algunos componentes.

El calor presente en el satélite es generado en el interior del mismo y también hay una ganancia del exterior. Elementos tales como baterías, motor de cohete y componentes electrónicos producen calor en el interior, mientras que el calor ganado por el medio ambiente se debe en gran medida a la radiación solar.

Mediante un balance térmico se podrá determinar el rango de temperaturas de equilibrio que propicien el funcionamiento adecuado de los dispositivos en el interior del satélite.

En el siguiente punto se analizará más a fondo el entorno térmico del satélite.

1.4 Entorno térmico

Durante el proceso de control térmico, el satélite está expuesto a diferentes entornos, cada uno con características térmicas particulares, como las pruebas terrestres, transporte, lanzamiento, transferencia de órbita, y órbita(s) operacional(es). Durante las operaciones en Tierra, la convección con el aire y la radiación con los alrededores son las principales interacciones térmicas con el ambiente (habiendo ganancia o pérdida de calor). En el lanzamiento, las superficies internas del cohete liberan calor por radiación, mientras que debido a la propulsión, se presenta calentamiento por fricción con la atmósfera.

La presencia de gases atmosféricos residuales en el espacio tiene dos efectos principales sobre el satélite: calentamiento por fricción y arrastre atmosférico. El arrastre atmosférico conlleva a una pérdida de altitud del satélite. Conforme la altura aumenta, la presión atmosférica residual y el arrastre disminuyen. En la tabla 1.2 se presenta la variación de la presión atmosférica en función de la altitud [5], y es importante tener en cuenta esta relación, para conocer la contribución de arrastre atmosférico (y por ende calentamiento por fricción) que se presentará en el satélite, en función de la altitud a la que va a operar.

Los satélites puestos en órbita alrededor de la Tierra generalmente se encuentran a más de 300 km, donde la presión atmosférica residual es menor a 10^{-7} mbar. Durante la fase de lanzamiento del satélite, la transición de estar contenido en el vehículo de lanzamiento a operar de manera autónoma en el espacio debe controlarse de manera precisa. El momento en el cual la punta del

vehículo se separa del resto debe ocurrir en el punto donde la presión atmosférica no produzca arrastre ni calentamiento aerodinámico, esto es, generalmente alrededor de los 100 km de altitud.

Si el arrastre es mínimo, se puede despreciar el calentamiento aerodinámico sobre el satélite. Al no considerar la contribución del arrastre atmosférico, se puede simplificar el cálculo del balance térmico, pero también puede implicar que se requiera menos cantidad de combustible para el sistema de propulsión; al no ser necesario compensar la posición del satélite debido a un desfase en la órbita.

Otro factor que no se toma en cuenta es la interacción convectiva con el ambiente, debido a la ausencia de aire. De hecho es importante destacar que en el espacio se presenta un alto vacío, y como consecuencia es posible despreciar cualquier proceso de intercambio de calor por convección.

Tabla 1.2 Variación de la presión atmosférica con respecto a la altitud.

Altitud (km)	Presión (mbar)
0	1013
50	7.98×10^{-1}
100	3.20×10^{-4}
150	4.54×10^{-6}
200	8.47×10^{-7}
250	2.55×10^{-7}
300	8.77×10^{-8}
350	3.51×10^{-8}
400	1.45×10^{-8}
450	6.45×10^{-9}
500	3.02×10^{-9}

Un satélite en el espacio interactúa térmicamente con el entorno únicamente por medio de radiación de las siguientes maneras (ver Figura 1.3):

- Radiación solar directa
- Radiación solar reflejada por los planetas cercanos (albedo)
- Radiación infrarroja (IR) emitida por los planetas cercanos (radiación planetaria)
- Radiación del satélite hacia el espacio

El equilibrio térmico del satélite se presentará cuando la suma de la energía radiante (solar, albedo y planetaria) más la energía generada en el interior del satélite sea igual a la energía rechazada al espacio. Este balance determinará la temperatura física (de equilibrio) del satélite.

$$Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{planetario} + Q_{generado} = Q_{rechazado} \quad (1.19)$$

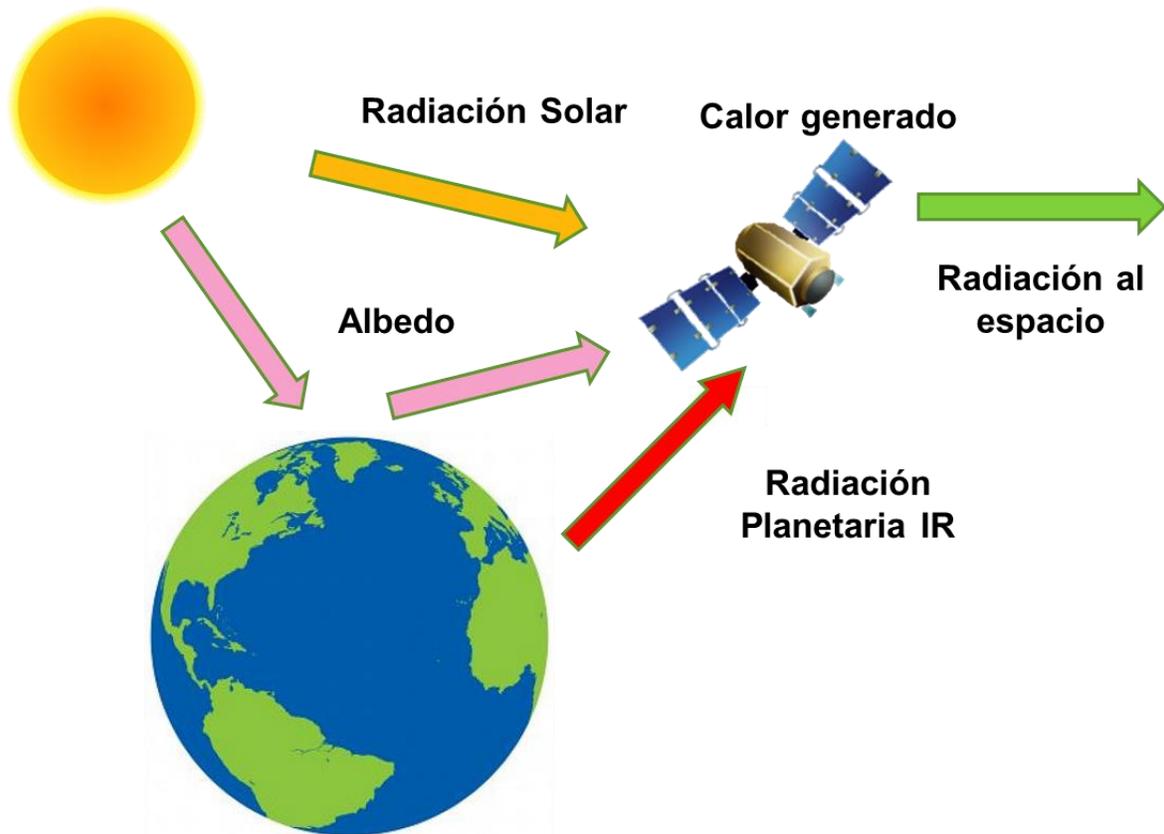


Figura 1.3 Entorno térmico de una satélite espacial.

1.4.1 Radiación solar

Debido a que la órbita terrestre es elíptica, la intensidad de la luz solar (J_s) que llega a la Tierra varía en aproximadamente $\pm 3.5\%$, dependiendo de la distancia entre la Tierra y el Sol. Durante el solsticio de verano, la Tierra se encuentra en el Afelio, es decir, en el punto más lejano respecto al Sol, y la intensidad solar es la mínima, 1322 W/m^2 ; mientras que en el solsticio invernal, la Tierra se encuentra en el punto más cercano al Sol (perihelio), y la intensidad de la radiación solar es de 1414 W/m^2 . La intensidad de la energía solar a la distancia media entre la Tierra y el Sol (1 UA) se conoce como *constante solar* y su valor se aproxima a $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$.

La intensidad de radiación solar J_s a cualquier otra distancia d del Sol puede calcularse de la siguiente manera

$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (1.20)$$

Donde P es la energía total entregada por el Sol, $3.856 \times 10^{26} \text{ W}$.

La distribución espectral puede ser considerada constante a lo largo del sistema solar, y la irradiancia solar, ó distribución espectral de la energía se asemeja a una curva de Planck con una

temperatura efectiva de 5800 K [5]. Esto significa que la mayor parte de la energía se encuentra entre 150nm y 10µm, con un máximo cercano a 450nm (en la parte amarilla del espectro visible).

La intensidad solar varía también como una función de la longitud de onda (ver Figura 1.4). La distribución de la energía es aproximadamente 7% ultravioleta, 46% visible y 47% infrarroja (longitud de onda corta). Sin embargo, la energía IR (Infrarroja) emitida por el Sol es de una longitud de onda mucho menor a la de la emitida por un cuerpo a temperatura ambiente. Esta diferencia es útil para la selección de acabados que son muy reflectantes en el espectro solar, pero altamente emisivos con energía infrarroja de longitud de onda larga a temperatura ambiente.

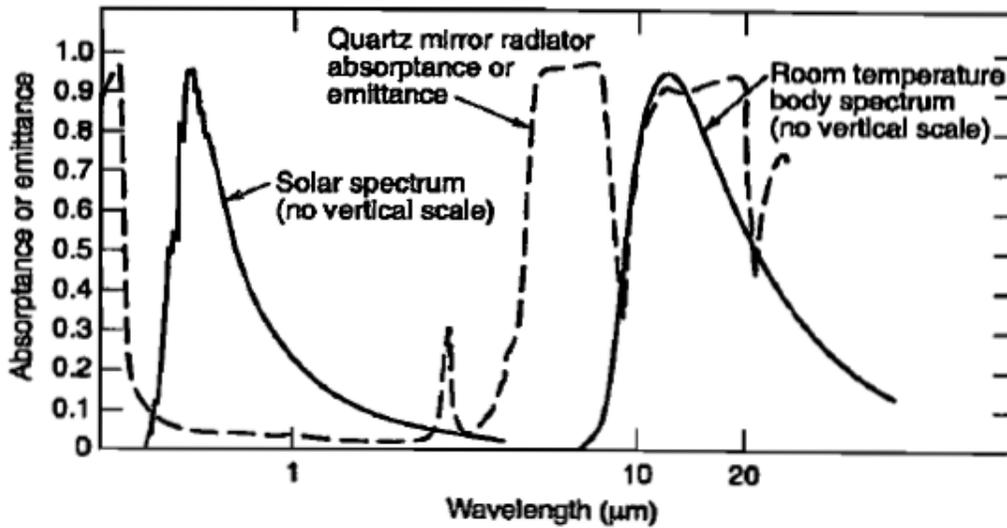


Figura 1.4 Distribución espectral (solar y a temperatura ambiente) de un cuerpo.

En la figura 1.4, Las líneas continuas identifican la longitud de onda pico del pico de emisión para energía solar y para un cuerpo a temperatura ambiente, pero no representan magnitud (no hay escala en el eje vertical). Nótese que la longitud de onda de la energía solar es mucho más corta que la de un cuerpo a temperatura ambiente. La línea discontinua representa el grado de absorptividad o emisividad de un radiador de espejo de cuarzo.

1.4.2 Albedo

La fracción de radiación solar que es reflejada de la superficie o la atmósfera de un planeta se conoce como *albedo planetario*. Para la Tierra, el valor del albedo se encuentra en el rango de 0.31 a 0.39. La Tabla 1.3 presenta los valores [6] de albedo para los planetas del sistema solar. La intensidad de la radiación albedo J_a , que incide en un vehículo espacial es una función del tamaño del planeta y sus características reflectivas, altitud del vehículo y del ángulo β entre la vertical local y los rayos solares. Esto puede expresarse en términos de un *factor de visibilidad* F de la siguiente manera:

$$J_a = J_s a F \tag{1.21}$$

Tabla 1.3 Constante solar y valores de albedo para los planetas del Sistema Solar

Planeta	Intensidad de radiación solar, J_s (porcentaje de intensidad solar a 1 UA)	Albedo planetario, a
Mercurio	667	0.06-0.10
Venus	191	0.60-0.76
Tierra	100	0.31-0.39
Luna	100	0.07
Marte	43.1	0.15
Júpiter	3.69	0.41-0.52
Saturno	1.10	0.42-0.76
Urano	0.27	0.45-0.66
Neptuno	0.11	0.35-0.62
Plutón	0.064	0.16-0.40

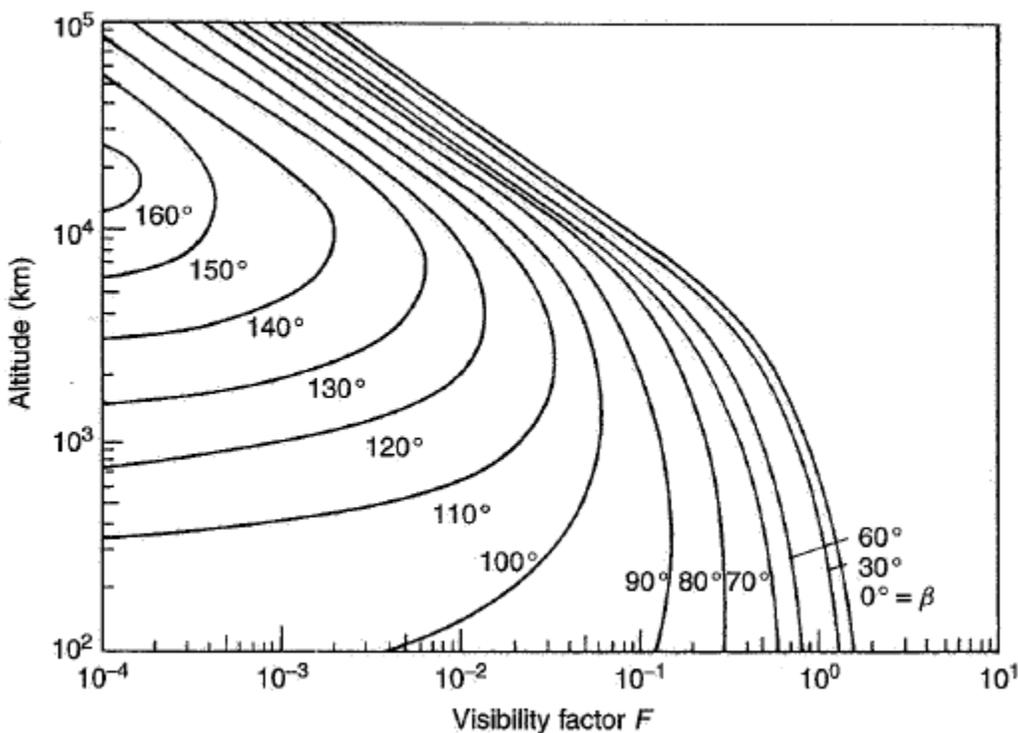


Figura 1.5 Irradiación albedo de un vehículo espacial.

β es el ángulo entre la vertical local y los rayos solares.

Para calcular ganancias de radiación albedo, la Tierra puede ser considerada como una esfera de reflexión difusa, en cuyo caso el factor de visibilidad varía aproximadamente como se muestra en la Figura 1.5.

A continuación, en la Tabla 1.4 se presentan valores representativos de radiación albedo para órbitas de diferentes inclinaciones.

Tabla 1.4 Valores típicos de Albedo y Radiación IR para varias órbitas.

Inclinación orbital (°)	Ángulo del Sol fuera del plano orbital (°)	Radiación emitida (W/m ²)		Albedo (porcentaje)	
		Min	Max	Min	Max
0-30	0	228	275	18	28
	90	228	275	45	55
30-60	0	218	257	23	30
	90	218	257	50	57
60-90	0	218	244	23	30
	90	218	244	50	57

Esta tabla presenta valores de radiación infrarroja emitida por la Tierra y porcentaje de albedo como funciones de la inclinación orbital. Los mayores valores de radiación IR se presentan a bajas inclinaciones, y están asociadas a regiones tropicales y desérticas. El valor de radiación IR disminuye mientras aumenta la latitud. Asimismo, el albedo aumenta proporcionalmente con la latitud.

1.4.3 Radiación Infrarroja de la Tierra

Toda la energía solar que no es reflejada como albedo es absorbida por la Tierra y re-emitida en forma de radiación infrarroja. La intensidad de la energía infrarroja emitida en un momento dado y desde un punto específico de la Tierra puede variar considerablemente dependiendo de factores como la temperatura de la superficie y la cantidad de nubes presente. Las zonas tropicales y desérticas son las que presentan los valores más altos de irradiación infrarroja, ya que son las regiones de la Tierra que reciben el mayor calentamiento del Sol, y por lo tanto dichos valores de irradiación disminuyen conforme aumenta la latitud. La nubosidad contribuye a disminuir la cantidad de energía infrarroja que emite la Tierra, debido a que las nubes son frías y bloquean eficazmente el paso de ondas infrarrojas desde la superficie terrestre, la cual se encuentra a mayor temperatura.

La energía IR emitida por la Tierra, que tiene una temperatura promedio efectiva de alrededor de -18 °C, es aproximadamente de la misma longitud de onda que la emitida por el satélite (entre 2 y 50 μm), lo cual significa que dicha longitud de onda es mucho mayor a la de la energía emitida por el Sol a 5500°C. La atmósfera es esencialmente opaca en el espectro infrarrojo, y presenta ventanas transparentes entre 8 y 13 μm. La radiación IR que le llega a un satélite proviene, por lo tanto, de la parte alta de la atmósfera, que irradia con una temperatura efectiva de cuerpo negro de 218 K. La distribución espectral de la radiación térmica de la Tierra se expone en la figura 1.6 [7].

A diferencia de la energía solar de onda corta, las cargas IR que inciden en el satélite no pueden ser desviadas por medio de radiadores con recubrimientos especiales de control térmico, dado que éstos últimos por sí solos impedirían la radiación de calor de rechazo del satélite. Por esta causa, la energía infrarroja emitida por la Tierra puede presentarse como una pesada retrocarga para los radiadores satelitales en órbitas bajas.

Usualmente la temperatura del satélite es mayor que la temperatura efectiva de la Tierra, por lo tanto, la transferencia neta de calor se observa desde satélite hacia la Tierra. Sin embargo, para efectos de análisis térmico, es conveniente despreciar la presencia de la Tierra al momento de calcular el calor de rechazo del satélite al espacio y asumir que la Tierra no bloquea la vista al espacio. Después, la diferencia de energía IR se añade como una carga térmica entrante llamada energía infrarroja emitida por la Tierra (Earth-emitted IR).

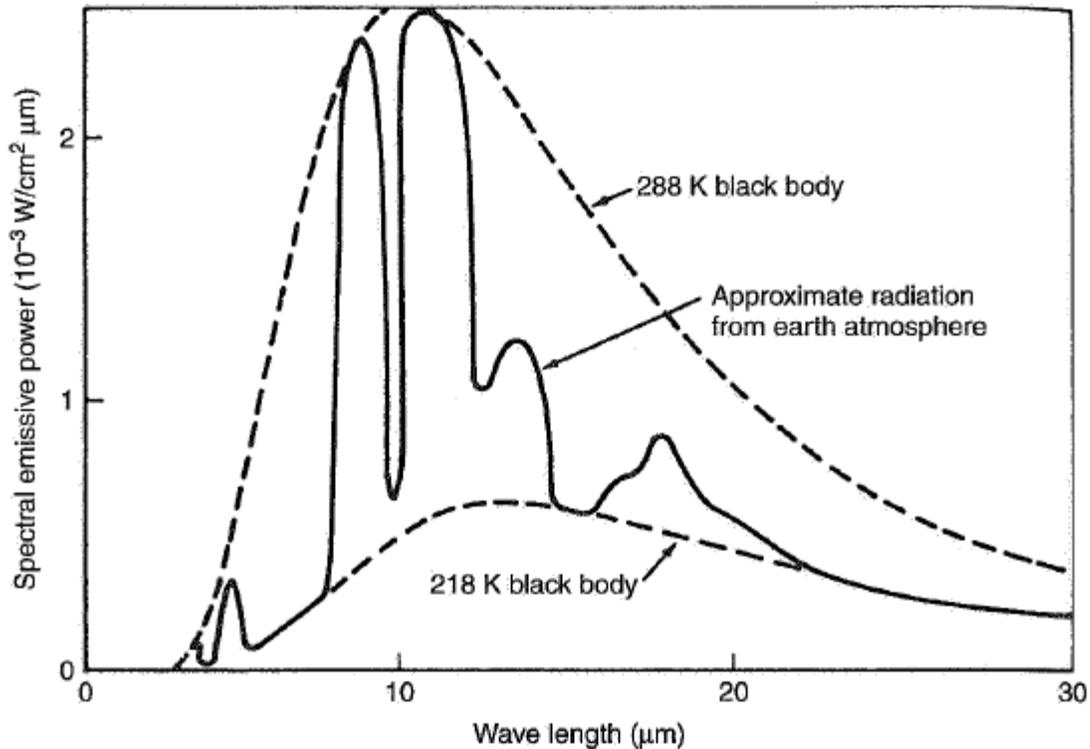


Figura 1.6 Distribución espectral de la radiación térmica de la Tierra.

La curva de cuerpo negro de 288 K se aproxima a la radiación de la superficie terrestre, mientras que la curva correspondiente a 218 K se aproxima a la radiación proveniente de la atmósfera, para aquellas regiones espectrales donde la atmósfera resulta opaca.

Otra forma significativa de aumento de temperatura debido al entorno es el libre calentamiento molecular (FMH, por sus siglas en inglés). Esto ocurre como resultado del bombardeo del vehículo lanzador por moléculas individuales en los límites exteriores de la atmósfera. Para la mayoría de los vehículos espaciales, el FMH se presenta únicamente durante la fase de ascenso en el lanzamiento, justo después de que la carga principal es eyectada. Es deseable tirar el carenaje lo más pronto posible después del lanzamiento para minimizar la cantidad de peso muerto que los impulsores deben dejar en órbita. El punto en el cual el carenaje es separado, usualmente es determinado por un equilibrio entre el deseo de ahorrar peso y la necesidad de proteger el vehículo espacial del excesivo calentamiento atmosférico. Algunos vehículos espaciales experimentan FMH si observan de manera excepcional alturas muy bajas o si emplean maniobras de frenado que les pueden hacer caer a la atmósfera de algún planeta. Para la mayoría de los casos, los efectos del calentamiento

libre molecular pueden ser sobrellevados por el diseño térmico (en órbita), de manera que posteriormente no se requiera efectuar cambios en el diseño de control térmico.

Para efectos prácticos, se asume que la Tierra irradia energía IR con una intensidad de 237 W/m^2 y que la radiación térmica emana de manera uniforme desde el área de sección transversal del planeta.

Dado que la intensidad disminuye con la altitud, de acuerdo con la ley del inverso del cuadrado, el valor aproximado de J_p a una altitud dada puede encontrarse de acuerdo con la siguiente relación

$$J_p = 237 \left(\frac{R_{rad}}{R_{orbit}} \right)^2 \quad (1.3)$$

Donde, R_{rad} es el radio de la superficie terrestre de radiación efectiva, y R_{orbit} es el radio de la órbita, el cual suele utilizarse como el valor del radio de la superficie terrestre.

1.4.4 Emisión de calor del satélite

El satélite por sí solo tiene una temperatura finita, por lo que irradiará calor al espacio. Una forma de comprobar si el control térmico del satélite es adecuado, es sabiendo que la temperatura promedio del satélite es muy similar a la temperatura ambiente de la Tierra, por lo que, si esto se cumple, el satélite irradiará calor al espacio en forma de ondas infrarrojas.

2 Diseño Conceptual

A lo largo de este capítulo se dará una explicación del proceso de diseño que se aplicará para el Sistema de Control Térmico de un micro-satélite, y se ejemplificará dicho proceso para proponer una configuración de elementos de control térmico para el caso del micro-satélite QUETZAL.

El proceso de diseño del sistema de control térmico, consiste en tres fases básicas.

Fase 1. *Análisis* – Esta fase incluye la definición de requerimientos y especificaciones, así como un análisis térmico, poniendo atención a equipos específicos o posibles causas de problemas, como la necesidad de mantener temperaturas criogénicas para un instrumento de la carga útil, o mantener la flama de algún propulsor por largo tiempo, lo cual causaría calentamiento por radiación a las superficies cercanas.

Fase 2. *Diseño* – Se determina el ambiente térmico, se caracterizan las entradas de calor para las diferentes fases de la misión. Dado el caso de que el resultado del análisis térmico arroje temperaturas que no corresponden a los límites establecidos para uno o varios componentes, el ingeniero debe proponer las soluciones convenientes, como por ejemplo, modificar conductos de calor o implementar calentadores, radiadores, etc.

Fase 3. Pruebas para confirmar la precisión del análisis realizado y las predicciones para la misión.

2.1 Proceso de Diseño Conceptual

Con base en la (Referencia [8]), se llevó a cabo el proceso de diseño conceptual del sistema de control térmico.

2.1.1 Requerimientos y Especificaciones

Necesidad

El microsatélite QUETZAL llevará a cabo la misión de monitoreo de contaminantes atmosféricos mediante percepción remota. La misión se ejecutará en una órbita terrestre baja (LEO), de tipo solar síncrona, con una inclinación de 89°.

Definición del problema

Al ser la órbita de tipo solar síncrona, el satélite se encontrará durante toda la misión con una cara expuesta al sol y otra en eclipse. Esta condición provoca un gradiente de temperatura de magnitud considerable entre las dos caras mencionadas del satélite. Dicho gradiente puede provocar deformación térmica en la estructura, que inducirá a su vez una pérdida de estabilidad y posibles fracturas. Al estar expuesto el satélite a tales condiciones, sus subsistemas y componentes también presentan variaciones considerables de temperatura; y al salirse de los rangos de temperatura operacionales presentarán comportamientos inesperados y/o quedarán inservibles.

Requerimientos

Todos los componentes y subsistemas del satélite QUETZAL deben de mantenerse dentro de sus rangos de temperatura de operación, para todas las fases de la misión y modos de operación; garantizando el funcionamiento óptimo del satélite y el cumplimiento de los objetivos de la misión.

Especificaciones

En la tabla 2.1 [8] se presentan los rangos operacionales y de supervivencia para componentes típicos del satélite.

Tabla 2.1 Rangos de temperatura

Componente	Rangos típicos de temperatura (°C)	
	Operacional	Supervivencia
Electrónica Digital	0 a 50	-20 a 70
Electrónica Analógica	0 a 40	-20 a 70
Baterías	0 a 15	-10 a 25
Placas base de cajas de alimentación	-10 a 50	-20 a 60
Ruedas de reacción	-10 a 40	-20 a 50
Giroscopios	0 a 40	-10 a 50
Rastreadores de estrellas	0 a 30	-10 a 40
Placas base de cajas C&DH	-20 a 60	-40 a 75
Líneas y tanques de hidracina	15 a 40	5 a 50
Antena de cardán	-40 a 80	-50 a 90
Antenas	-100 a 100	-120 a 120
Estructura	-100 a 100	-120 a 120
Paneles solares	-150 a 110	-200 a 130
Detectores IR	-269 a -173	-269 a 35

2.1.2 Determinación del ambiente térmico

Órbita propuesta

La órbita que se propone es de tipo polar, solar síncrona, tipo LEO y con los siguientes parámetros (ver Tabla 2.2):

Tabla 2.2 Parámetros de la órbita propuesta

Altitud (km)	Ángulo Beta (°)	Periodo orbital (s)
600	89	5802

Al ser una órbita polar y solar síncrona, una de las caras del satélite se encuentra expuesta al Sol directamente, mientras que la cara opuesta siempre se encuentra en eclipse.

Cargas térmicas externas

Radiación solar: 1371 W/m²

Albedo: 479.85 W/m²

Radiación planetaria: 237 W/m²

Disipación interna y modos de operación

Los diferentes subsistemas del satélite son representados por 3 cajas, cada una dispuesta en uno de los tres compartimentos disponibles. Se asume que cada caja contiene elementos electrónicos que disipan calor, sin hacer hincapié en el tipo de elementos, sino únicamente para hacer una aproximación del comportamiento térmico del satélite.

Se propuso un comportamiento a manera de función escalón, para que variara de 0.5 W (modo standby) al valor máximo de disipación cada 60 minutos. Esta consideración se incluyó con el fin de emular los modos de operación del satélite [9].

Los valores propuestos de disipación de calor de cada una de las cajas, y los modos de operación, se muestran en las siguientes gráficas:

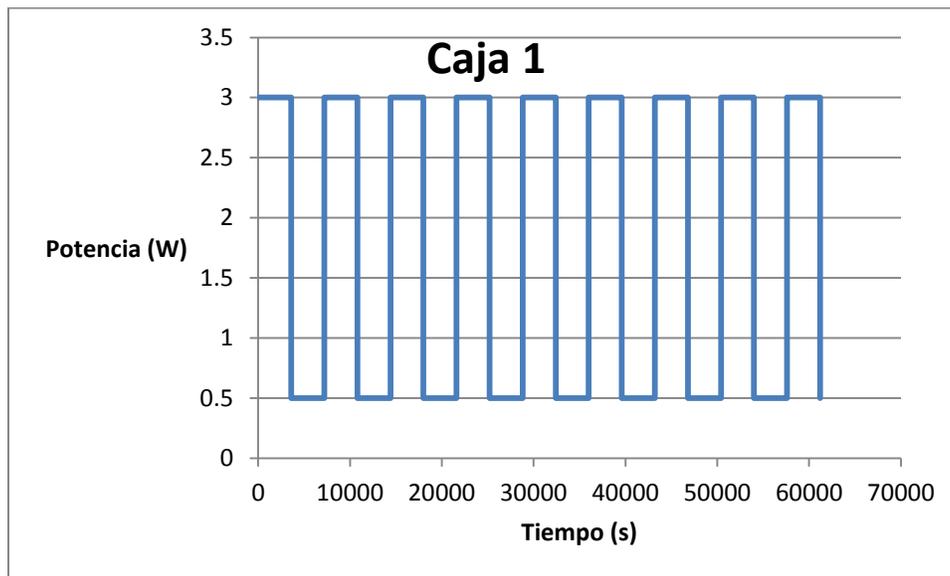


Figura 2.1 Modo de operación Caja 1

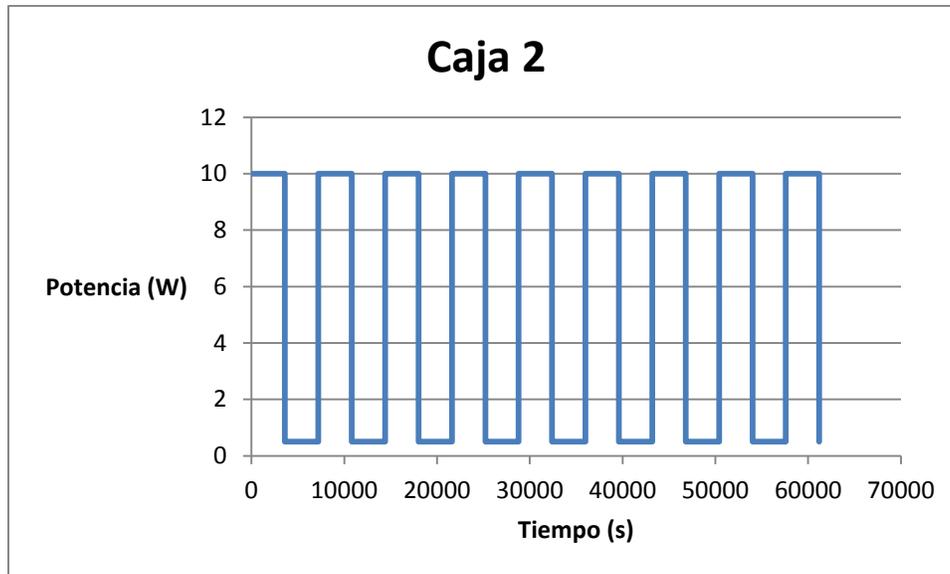


Figura 2.2 Modo de operación Caja 2

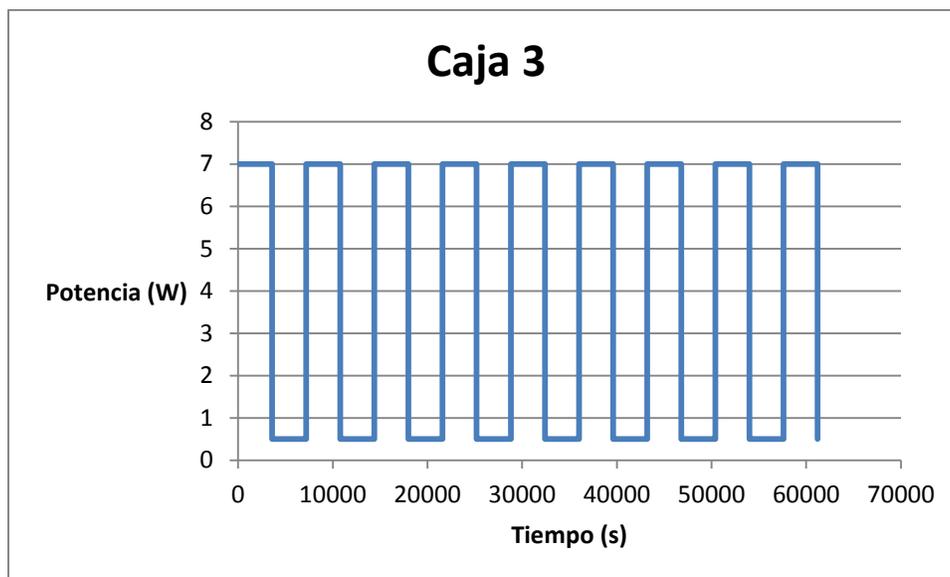


Figura 2.3 Modo de operación Caja 3

Interfaces con los diferentes subsistemas

Se requiere conocer las interfaces del sistema de control térmico con los demás subsistemas y componentes del satélite.

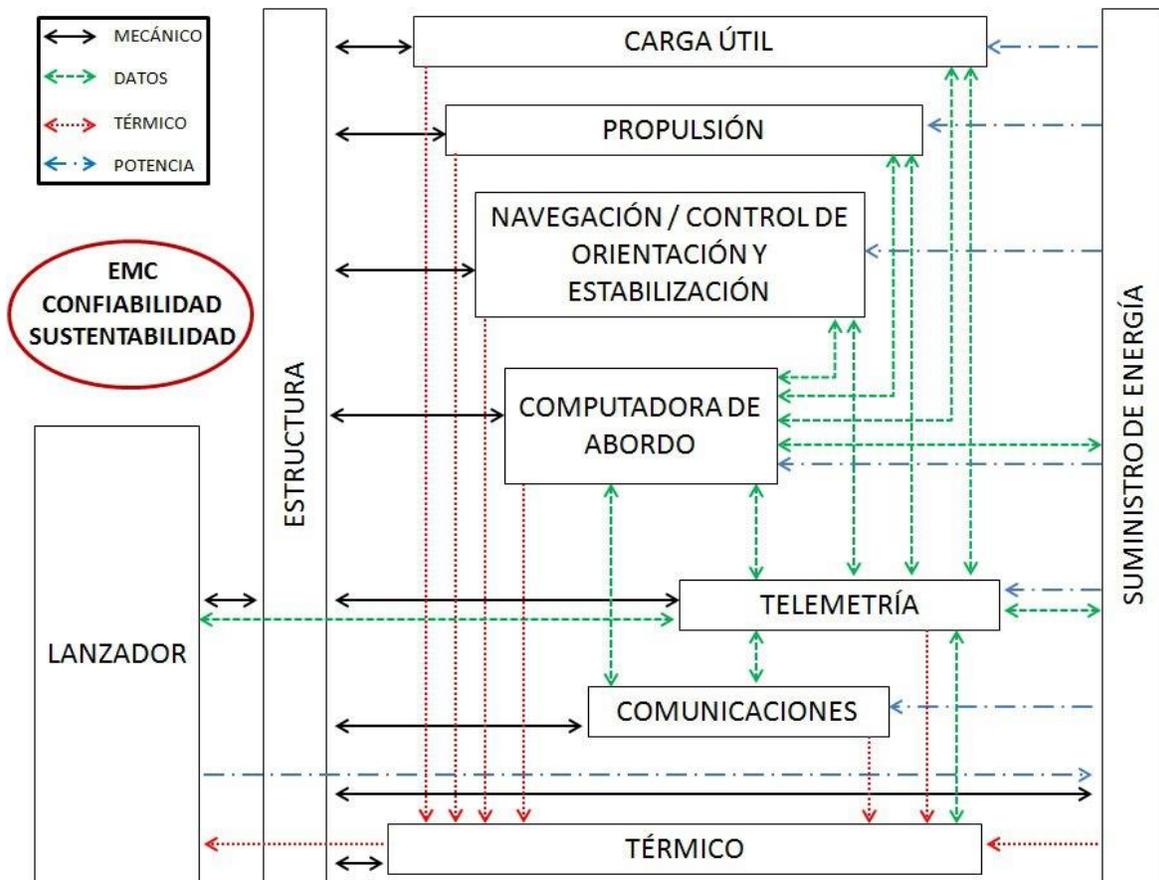


Figura 2.4 Diagrama de Interfaces de los subsistemas satelitales

Como se puede observar en el diagrama, el sistema de control térmico presenta las siguientes interacciones:

Mecánica: Estructura

Térmica: Carga útil, Propulsión, Navegación/ Control de orientación y estabilización, Computadora de abordo, Comunicaciones, Telemetría, Suministro de energía, así como el lanzador.

Datos: Sistema de Telemetría

Para el diseño del sistema de control térmico, deben considerarse las interacciones de éste con todos aquellos componentes con los que tiene interfaces mecánica y térmica, ya el comportamiento del primero tendrá repercusiones en los demás subsistemas.

2.1.3 Casos extremos de temperatura

Durante las misiones satelitales, se presentan dos casos extremos: frío y caliente. El primero se caracteriza por estar expuesto al Sol y la máxima disipación de calor interno, mientras que el segundo, por estar en eclipse y con la mínima disipación de calor.

De acuerdo con la (Referencia [10]), en el diseño de la rama aeroespacial se consideran cuatro factores, cuya variación y combinaciones determinan los casos extremos, y son: cargas térmicas externas, degradación de los recubrimientos, disipación interna de calor y ángulos beta.

Al tener definida la órbita, el ángulo beta y las cargas térmicas externas se asumen constantes. La disipación interna de calor se definió en la sección anterior, por lo que para poder analizar el comportamiento del satélite en los casos de temperatura extrema, se considerará el factor de la degradación de los recubrimientos. Los recubrimientos superficiales se degradan al estar expuestos al ambiente espacial, y dicho efecto se ve reflejado en las propiedades ópticas del material, ya que la absorptividad aumenta, mientras que la emisividad disminuye. Al principio de la misión, los recubrimientos tienen una baja absorptividad y alta emisividad, con el fin de limitar la captación de radiación solar y maximizar el rechazo de calor por las superficies radiantes. Al final de la misión, dichas propiedades se habrán degradado, de manera que el satélite captará mayor cantidad de radiación solar y podrá rechazar menos calor de exceso. En la sección 2.3.1 se explicará con mayor detalle las características y comportamiento de los acabados superficiales. De igual manera, en la sección 3.2 se especifican los valores de propiedades ópticas que se incluyeron en la simulación.

2.2 Balance térmico

La temperatura de un satélite depende del balance [5] entre el calor recibido de fuentes externas e internas, y el calor rechazado al espacio en forma de radiación.

Para efectos de controlar las temperaturas del satélite, es necesario regular el calor absorbido, el calor radiado o ambos.

Si los satélites fuesen cuerpos negros, es decir, radiasen como cuerpos negros y absorbiesen toda la radiación que incide sobre ellos, el control térmico sería imposible de lograr, excepto quizás para el caso de que se hiciera variar la disipación interna de calor. Los satélites no son cuerpos negros, pero absorben una fracción α de la energía incidente. También emiten como un *cuerpo gris*, radiando una fracción ϵ de la radiación de un cuerpo negro a la misma temperatura. Esto se puede expresar de la siguiente manera

$$J_{absorbed} = \alpha J_{incident} \quad (2.1)$$

$$J_{radiated} = \epsilon \sigma T^4 \quad (2.2)$$

Donde α y ϵ son la absorptividad y emisividad, respectivamente, y σ es la constante de Stefan-Boltzmann cuyo valor es $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$.

Para un satélite que no presenta disipación interna de calor, con un área efectiva de absorción (área proyectada de cara al sol) A_α y un área de emisión A_ϵ , la temperatura de equilibrio T , está dada por

$$A_\alpha J_{absorbed} = A_\epsilon J_{radiated} \quad (2.3)$$

Y sustituyendo las ecuaciones (2.1) y (2.2) se obtiene

$$A_\alpha \alpha J_{incident} = A_\epsilon \epsilon \sigma T^4 \quad (2.4)$$

Por lo que

$$T^4 = \frac{A_\alpha}{A_\varepsilon} \frac{J_{incident}}{\sigma} \left(\frac{\alpha}{\varepsilon} \right) \quad (2.5)$$

Dado que A_α , A_ε y σ son constantes, y para un valor dado de $J_{incident}$, el valor de T puede ser controlado variando el valor de α/ε .

Para cualquier rango de longitudes de onda, las leyes de la termodinámica requieren que $\alpha=\varepsilon$ (ley de Kirchoff). Entonces, para una superficie dada, su absorptividad a una longitud de onda, deberá ser igual a su emisividad a la misma longitud de onda. La absorptividad y emisividad varían en función de la longitud de onda.

Se sabe que el ambiente de radiación en el que se encuentra inmerso un satélite se caracteriza por estar compuesto de longitudes de onda ya sea de la parte visible o infrarroja del espectro electromagnético. Para el ingeniero de control térmico del satélite:

α Es la absorptividad de una superficie a la radiación solar (intensidad pico de alrededor de $0.45 \mu\text{m}$) es usualmente referida como *absortividad solar*.

ε Es la emisividad de una superficie radiante en la región infrarroja (intensidad pico de alrededor de $10 \mu\text{m}$) y es usualmente referida como *emisividad infrarroja*.

En un satélite, se tienen cargas térmicas del entorno y la generación interna de calor, mientras que las pérdidas de calor más significativas son el rechazo de calor de los radiadores y fugas de calor de los aislamientos multicapa y de las estructuras expuestas. El balance térmico para un satélite puede ser estimado como se presenta a continuación.

A partir de una ecuación general de balance:

$$Q_{in} = Q_{out} \quad (2.6)$$

$$Q_{externo} + Q_{interno} = Q_{rad} \quad (2.7)$$

Donde $Q_{externo}$ es el calor absorbido del entorno, $Q_{interno}$ es el calor disipado dentro del satélite, Q_{rad} es el calor rechazado por el satélite hacia el espacio.

Sabiendo que $Q_{externo}$ es la suma de la carga térmica proveniente del Sol Q_{solar} , el albedo terrestre Q_{albedo} , y la radiación de la Tierra en forma de radiación infrarroja $Q_{planetario}$, y sustituyendo en la ecuación (2.7)

$$Q_{interno} + (Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{planetario}) = Q_{rad} \quad (2.8)$$

Sabiendo que Q_{solar} , Q_{albedo} , $Q_{planetario}$ y Q_{rad} se pueden expresar como

$$\begin{aligned}
Q_{solar} &= J_s \alpha A_s \\
Q_{albedo} &= J_a \alpha A_a \\
Q_{planetario} &= J_p \varepsilon A_p \\
Q_{rad} &= \varepsilon \sigma A_{sat} T^4
\end{aligned}$$

Resulta la siguiente ecuación

$$Q_{interno} + J_s \alpha A_s + J_a \alpha A_a + J_p \varepsilon A_p = \varepsilon \sigma A_{sat} T^4 \quad (2.9)$$

Donde A_s , A_a , y A_p son las áreas proyectadas recibiendo, respectivamente, radiación solar, albedo y planetaria, mientras que A_{sat} es el área superficial total del satélite.

Reordenando la ecuación (2.9)

$$(A_s J_s + A_a J_a) \alpha + A_p J_p \varepsilon + Q_{interno} = \varepsilon \sigma A_{sat} T^4 \quad (2.10)$$

Asumiendo que J_s , J_a , J_p y $Q_{interno}$ permanecen constantes, el satélite adquirirá una temperatura de equilibrio T expresada como sigue

$$T^4 = \frac{A_p J_p}{\sigma A_{sat}} + \frac{Q_{interno}}{\varepsilon \sigma A_{sat}} + \frac{(A_s J_s + A_a J_a)}{\sigma A_{sat}} \left(\frac{\alpha}{\varepsilon} \right) \quad (2.11)$$

De la ecuación 2.11 se pueden obtener parámetros importantes para el diseño, tales como la temperatura de equilibrio del satélite T , el área total de la superficie de radiación al espacio A_{sat} para dimensionar los radiadores, en caso de que éstos sean de tipo activo.

Tomando en cuenta las consideraciones de diseño que han sido explicadas, el paso siguiente es seleccionar los elementos de control térmico que pueden solucionar el problema de la transferencia de calor en el satélite. Para este fin, en el siguiente punto se presentará el estado del arte de las tecnologías de control térmico que son más comúnmente implementadas en los satélites espaciales.

2.3 Tecnologías de Control Térmico

CONTROL PASIVO

Los elementos de control pasivo son aquellos que funcionan con base en las propiedades termo-ópticas de los materiales. [11]

2.3.1 Acabados superficiales

Los diseños térmicos de un satélite emplean recubrimientos de control térmico que son dependientes de la longitud de onda por varias razones. Los reflectores solares, tales como espejos de superficie secundaria, pinturas blancas y teflón plateado o aluminizado, son utilizados para minimizar la energía solar absorbida, mientras que emiten energía casi de la misma manera que un cuerpo negro. Con el fin de disminuir tanto la energía solar absorbida como la emisión infrarroja, se utilizan metales pulidos como papel aluminio y chapado en oro. La pintura negra se utiliza comúnmente en el interior del satélite, para facilitar la transferencia de calor por radiación entre los componentes internos. Así, el estado del arte actual incluye una variedad bastante amplia de recubrimientos dependientes de longitud de onda. Los problemas de estabilidad en el espacio, desgasificación, y la adhesión mecánica al sustrato, han sido resueltos para la mayoría de los recubrimientos.

Las superficies externas de un satélite acoplan al satélite con el espacio por medio de la radiación térmica. Debido a que estas superficies también están expuestas a fuentes externas de energía, como la solar o la infrarroja emitida por la Tierra, sus propiedades radiativas deben ser seleccionadas con el objetivo de alcanzar un balance energético a la temperatura deseada entre la disipación interna de calor en el satélite, fuentes externas de calor, y rechazo de calor al espacio (ver Figura 1.5).

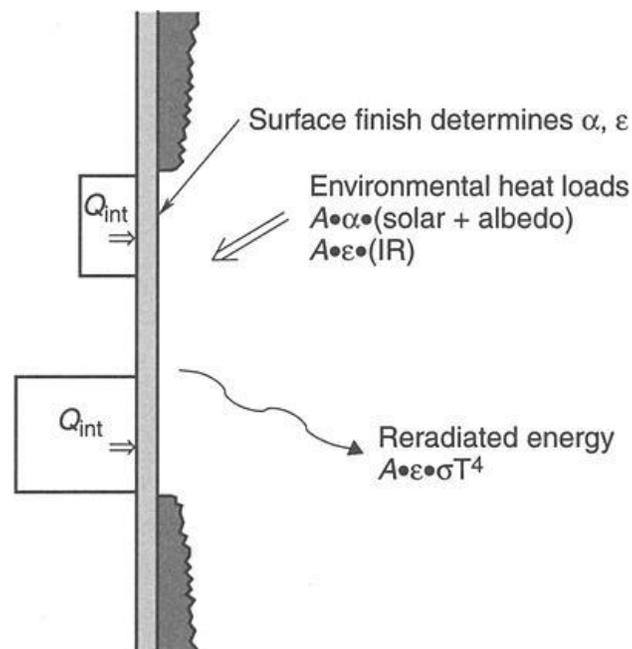


Figura 2.5 Balance energético de radiación.

Usualmente se emplean dos o más tipos de recubrimientos combinados en un patrón de tipo rayado o de tablero de ajedrez para obtener la combinación deseada de absorptancia y emitancia promedio.

Las superficies de control térmico se clasifican en cuatro categorías básicas: reflector solar, absorbedor solar, reflector plano, y absorbedor plano. (ver Figura 2.5). El reflector solar refleja la energía solar incidente mientras que absorbe y emite energía IR. Los reflectores solares se caracterizan por tener un cociente α/ϵ muy bajo. Los absorbedores solares absorben la energía solar mientras que emiten un bajo porcentaje de energía IR. Los reflectores planos reflejan energía de todo el rango espectral (tanto de la región solar como de la IR), mientras que los absorbedores planos absorben energía de todo el rango espectral.

Las superficies de control térmico están expuestas en órbita a factores perjudiciales como: partículas cargadas eléctricamente, radiación ultravioleta, alto vacío, y las películas contaminantes que se depositan en la mayoría de las superficies del satélite. El resultado general de estos procesos es un incremento en la absorptividad solar, mientras que normalmente la emisividad no se ve afectada. Este efecto es indeseable desde el punto de vista de control térmico, ya que los radiadores del satélite deben dimensionarse para cubrir el incremento considerable de energía solar absorbida. Estos radiadores, que son sobredimensionados para cubrir las altas cargas solares al final del ciclo de vida del satélite, provocan que éste opere en condiciones mucho más frías de lo esperado en las etapas tempranas de la misión, implicando así el uso de calentadores para evitar temperaturas más bajas de lo que pueden tolerar los componentes electrónicos. La degradación es, por tanto, un problema no solo por las cargas solares, sino también por el cambio de cargas térmicas a lo largo de la misión. La estabilidad de las propiedades de los recubrimientos es fundamental para efectos de limitar el alcance de temperaturas máximas, así como minimizar los requerimientos de potencia para calentadores.

En la Tabla 2.3 [1], se muestran diferentes acabados superficiales que cubren un amplio rango de valores de α/ϵ .

En el caso de superficies con un bajo valor de α , debe tenerse en cuenta que la contaminación provoca un incremento de absorptividad y por ello debe evitarse su uso (pintura blanca, superficies metálicas pulidas o electrochapadas). Las pinturas generalmente constan de un aglutinante que es transparente a la luz visible, así como de un colorante. A menudo el aglutinante es opaco en la región infrarroja del espectro, lo cual implica que la mayoría de las pinturas tengan alta emisividad. La mayoría de los aglutinantes se degradan y decoloran bajo la influencia de radiación solar ultravioleta, volviéndose menos transparentes a la luz visible.

Tabla 2.3 Valores de α y ϵ para varios acabados superficiales.

Surface finish	α	ϵ	α/ϵ
<i>Optical Solar Reflectors</i>			
8mil Espejo de Cuarzo	0.05 – 0.08	0.80	0.06 – 0.1
2mil Teflón Plateado	0.05 – 0.09	0.66	0.08 – 0.14
5mil Teflón Plateado	0.05 – 0.09	0.78	0.06 – 0.12

2mil Teflón Aluminizado	0.10 – 0.16	0.66	0.15 – 0.24
5mil Teflón Aluminizado	0.10 – 0.16	0.78	0.13 – 0.20
<u>Pinturas Blancas</u>			
S13G-LO	0.20 – 0.25	0.85	0.24 – 0.29
Z93	0.17 – 0.20	0.92	0.18 – 0.22
ZOT	0.18 – 0.20	0.91	0.20 – 0.22
Chemglaze A276	0.22 – 0.28	0.88	0.25 – 0.32
Silicón	0.26	0.83	0.31
Después de 1000 h de rad. UV	0.29	0.83	0.35
Silicato	0.12	0.90	0.13
Después de 1000 h de rad. UV	0.14	0.90	0.16
<u>Pinturas Negras</u>			
Chemglaze Z306	0.92 – 0.98	0.89	1.03 – 1.10
3M Terciopelo negro	~0.97	0.84	1.15
Epóxica	0.95	0.85	1.12
Poliuretano	0.95	0.90	1.06
Poliuretano(conductor eléctrico)	0.95	0.80 – 0.85	1.12 – 1.19
<u>Pintura Plateada</u>			
Conductor eléctrico	0.37	0.44	0.84
<u>Kapton Aluminizado</u>			
Aluminio exterior	0.14	0.05	2.80
Kapton exterior	0.40	0.63	0.63
1/2 mil	0.34	0.55	0.62
1 mil	0.38	0.67	0.57
2 mil	0.41	0.75	0.55
5 mil	0.46	0.86	0.53
<u>Metálicos</u>			
Aluminio depositado	0.08 – 0.17	0.04	2.0 – 4.25
Aluminio desnudo	0.09 – 0.17	0.03 – 0.10	0.9 – 5.66
Aluminio anodizado	0.25 – 0.86	0.04 – 0.88	0.28 – 21.5
Aluminio pulido	0.24	0.08	3.0
Oro depositado	0.19 – 0.30	0.03	6.33 – 10
Oro	0.25	0.04	6.25
Kapton dorado	0.25	0.02	12.5
Titanio pulido	0.60	0.60	1.0
Berilio pulido	0.44	0.01	44.0
<u>Celdas Solares</u>			
GaAs (valores típicos)	0.88	0.80	1.10
Silicon (valores típicos)	0.75	0.82	0.91
<u>Varios</u>			
1/4 mil Mylar Al, Mylar lateral	*	0.34	-
Beta cloth	0.32	0.86	0.37
Cuarzo astro	-0.22	0.80	-0.28
MAXORB	0.9	0.1	9.0
Cinta de aluminio	0.21	0.04	5.25
FEP aluminio	0.16	0.47	0.34
FEP recubrimiento plata (SSM)	0.08	0.78	0.10
FEP recubrimiento plata (OSR)	0.07	0.74	0.09

*El material se degrada expuesto a la luz solar

2.3.2 Aislamiento multicapa

Los satélites utilizan elementos de control térmico tales como los aislamientos multicapa (MLI) y las barreras unicapa de radiación. Las mantas de MLI sirven para prevenir tanto la pérdida excesiva de calor de un componente, como el calentamiento excesivo del satélite debido a cargas externas. Además, las mantas de MLI son utilizadas frecuentemente para proteger tanques propulsores internos, líneas de propulsores, motores de cohetes, y recipientes criogénicos (dewars).

Para efectos de un aislamiento térmico de menor magnitud, es preferible utilizar barreras unicapa de radiación, dado que son más ligeras y su costo de manufactura es menor al de las mantas MLI. En cuanto a aplicaciones bajo condiciones atmosféricas, generalmente se implementan materiales como aerogel, hule espuma y material fibroso (*batt*), ya que los MLI no son del todo eficientes en un entorno gaseoso.

Los MLI están conformados de múltiples capas de películas de baja emitancia (0.001), como se expone en la figura 2.6 [12]. La construcción más simple de MLI es de una manta de varias capas (40 o más) conformada de hojas delgadas (1/4-mil, 6-10 μm de espesor) de Mylar con relieve, cada una con un acabado de aluminio depositado al vacío en un lado. Como resultado del relieve, las hojas se tocan en pocos puntos, y por lo tanto la conducción térmica entre las capas se minimiza. Las capas están aluminizadas sólo de un lado, por lo que el Mylar puede servir de alguna manera como un espaciador de baja conductividad. Un conformado más elaborado de MLI consta de capas de Mylar metalizadas (con aluminio u oro) en ambas superficies, con seda o red de Dacron como espaciadores de baja conductividad. [13]

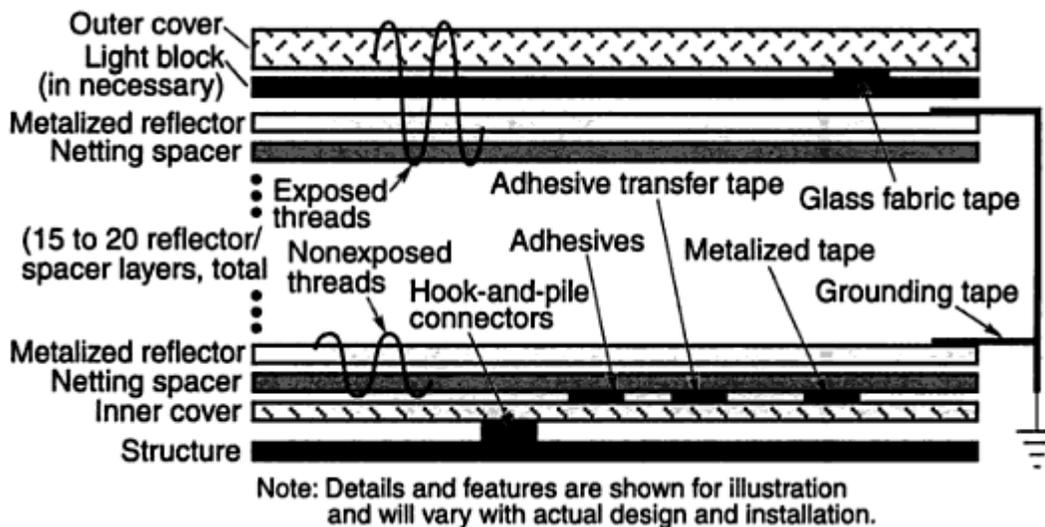


Figura 2.6 Composición típica de una manta de MLI.

Experimentos realizados en el Laboratorio de Propulsión (JPL) [14] del Instituto Tecnológico de California, indicaron que reemplazando los espaciadores aluminizados de Mylar/Dacron por Kapton aluminizado (con relieve y sin espaciadores), se puede incrementar la emitancia efectiva de las mantas en un 19%.

Las mantas de aislamiento han sido utilizadas en primera instancia para limitar el flujo de calor hacia y desde el satélite. Hoy día deben servir también para proteger contra micro-meteoritos, oxígeno atómico, acumulación de carga de electrones, así como el impacto producido por la columna de gases de escape del motor de un cohete. Además, durante el diseño e implementación de las mantas, deben tomarse en cuenta efectos de borde, juntas, sujetadores, así como asegurar una ventilación adecuada; particularmente durante la fase de lanzamiento, donde se presenta una despresurización violenta.

La transferencia de calor a través de un sistema MLI es una combinación de radiación, conducción sólida, y, bajo condiciones atmosféricas, conducción gaseosa. Estas formas de transferencia de calor se minimizan de distintas formas. La transferencia por radiación se disminuye por medio de superficies reflejantes como hojas metalizadas. La conducción sólida se minimiza manteniendo tan baja como sea posible la densidad de los espaciadores de baja conductividad entre capa y capa. La conducción gaseosa puede reducirse si se ventila el aislamiento después del lanzamiento o se remueve el gas remanente de los espacios entre capas, hasta tener vacío.

El grado de vacío requerido para alcanzar la efectividad deseada puede establecerse considerando el mecanismo por el que fluye el calor. La conducción gaseosa puede dividirse en dos regiones: la que va desde la presión atmosférica hasta 1-10 torr, donde la conducción gaseosa es independiente de la presión, y la región a presiones menores de 10^{-4} torr, donde la conducción depende de la presión. La transición de una región a otra depende de las dimensiones del sistema con respecto al camino libre medio de las moléculas de gas.

El efecto de la presión de gas sobre la conductividad se caracteriza en las curvas de la figura 2.7. La conductividad efectiva K_{eff} , comienza a disminuir bruscamente entre 1 y 10 torr hasta alrededor de entre 10^{-4} y 10^{-5} torr, donde el calor conducido por el gas es sólo una pequeña porción del calor residual. Un valor finito de la conductividad térmica efectiva permanece a bajas presiones como resultado de la transferencia de calor por conducción sólida y radiación entre los elementos de aislamiento.

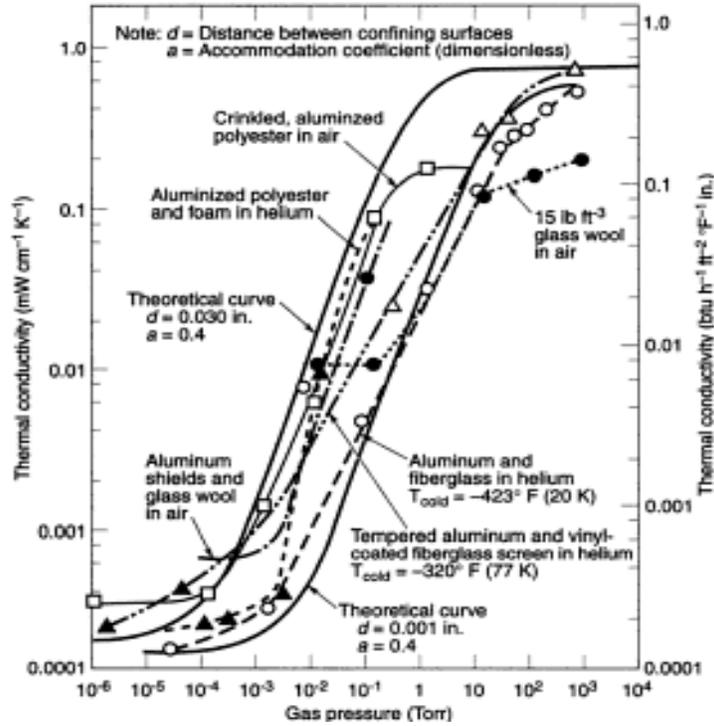


Figura 2.7 Efecto de la presión de gas sobre la conductividad térmica.

Teóricamente, para sistemas MLI altamente despresurizados (10^{-5} torr o menor), la emitancia ε para una manta de N capas (sin contacto mutuo) de emisividades ε_1 y ε_2 en lados contrarios, puede calcularse mediante la siguiente expresión:

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \left(\frac{1}{N+1} \right) \quad (2.12)$$

En la práctica, la emitancia efectiva de una manta de MLI es deducida de pruebas experimentales a una presión de gas de 10^{-5} torr o menor y se calcula a partir de

$$\varepsilon = \frac{Q}{A\sigma(T_H^4 - T_C^4)} \quad (2.13)$$

donde T_H y T_C son las temperaturas de frontera caliente y fría en Kelvin, A es el área de la superficie de la manta (m^2), Q es el calor neto transferido (W), y σ es la constante de Stefan-Boltzmann en unidades de $W/m^2 \cdot K^4$.

En la figura 2.8 se muestran datos teóricos y experimentales de mantas de Mylar con relieve y acabado de aluminio en una superficie; graficados contra el número de capas de mantas. Como se indica en la ecuación (2.12), la emitancia para una manta de multicapas teóricamente varía directamente con el factor $1/(N+1)$. Sin embargo, en la práctica, se llega a un punto en el que ya no se puede mejorar la emitancia simplemente incrementando el número de capas; además de que

la transferencia de calor por radiación tiende a ser muy pequeña en comparación con la conducción gaseosa y otras pérdidas.

Una vez que se toman en cuenta todos los factores anteriores, es sabido que se puede obtener un valor mínimo aceptable de conductancia con alrededor de 25 capas.

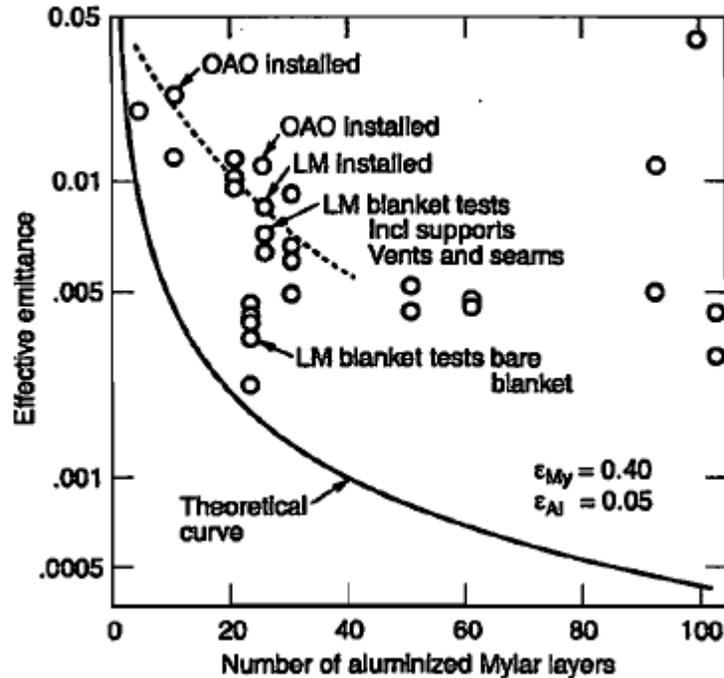


Figura 2.8 Emitancia efectiva vs número de capas de Mylar aluminizadas.

En pruebas de laboratorio, pueden alcanzarse valores de 0.005 o menores para ϵ^* . En satélites, valores de ϵ^* entre 0.015 y 0.030 son comunes para aplicaciones de área mediana. Si el tamaño de la aplicación aumenta, el desempeño general aumenta también. Esto se debe a la influencia de fugas de calor debidas a efectos de borde, costuras, canales de cableado, entre otros. Para aplicaciones con área mayor y con pocas penetraciones, el desempeño de ϵ^* se acerca a 0.005 con 30 capas. Datos sobre el rendimiento de tanques criogénicos y pruebas de calorimetría muestran valores de ϵ^* alrededor de 0.002. Un factor determinante para reducir la caída de emitancia efectiva en las mantas de aislamiento es el control adecuado de discontinuidades en el diseño y fabricación de juntas y penetraciones. Las mantas con un área pequeña presentan una emitancia efectiva alta si se les realiza algún proceso de manufactura adicional.

2.3.3 Elementos de conducción

En una junta atornillada, hay dos capas de material que no están en contacto, por lo tanto hay una fina capa de aire entre ellas. Durante pruebas de funcionamiento realizadas en la Tierra, dicha capa de aire contribuye a la conducción efectiva en la junta. Bajo condiciones de vacío en el espacio, no se tiene aire, por lo que la conducción se ve afectada, y por este hecho se procede a implementar placas de relleno metálicas (indio) o poliméricas (silicón).

2.3.4 Materiales de cambio de fase

Los materiales de cambio de fase (PCM, por sus siglas en inglés), se utilizan donde se requiere una mayor capacidad térmica, ya sea para minimizar las variaciones de temperatura durante periodos de eclipse, o para contrarrestar el sobrecalentamiento de equipos que presentan alta disipación de potencia; asimismo, hay componentes que se ponen en funcionamiento de manera ocasional, y por ello deben protegerse de llegar a una temperatura inferior a la operacional.

Los PCM trabajan mediante la absorción o rechazo de calor latente durante el cambio de fase sólido-líquido. Debe tenerse en cuenta el espacio necesario para sobrellevar las variaciones volumétricas concernientes a los procesos de fusión y solidificación. Las transformaciones de fase líquido-gas y gas-sólido implican un cambio de volumen muy importante y por ello resultan inviables. Asimismo es importante mencionar que se debe tener la suficiente estructura interna para asegurar la conducción térmica a lo largo del material PCM, especialmente bajo la condición de ingravidez.

La aplicación más sencilla de PCM es para control térmico de componentes electrónicos con periodos cortos de funcionamiento, que se emplean durante el lanzamiento o la fase de retorno a la Tierra. A pesar de que son utilizados una sola vez, generan gran cantidad de calor que debe ser removida para evitar un deterioro permanente. Tal y como se muestra en la figura 2.9 [15], la energía generada es absorbida como calor latente de fusión por el PCM. Este tipo de sistema es enteramente pasivo y muy confiable.

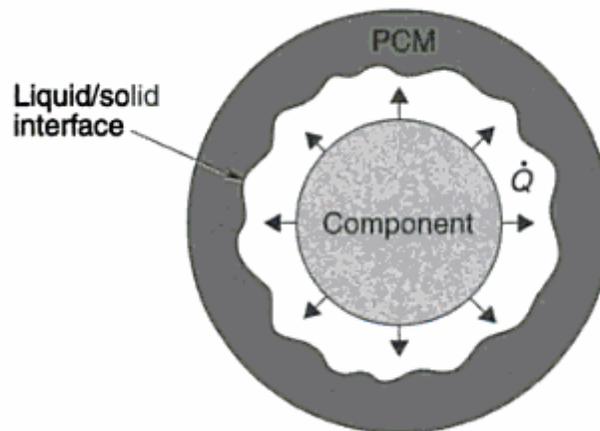


Figura 2.9 Sistema de control térmico de cambio de fase para un componente electrónico de única utilización.

Una aplicación más general de los PCM es para componentes electrónicos que operan de manera cíclica (encendido-apagado). En el ejemplo de la figura 2.10, cuando el componente genera calor en el modo "encendido", el PCM almacena energía de cambio de fase. Durante el modo "apagado", el calor latente de fusión es removido por medio de radiadores, tubos de calor u otros medios, para volver a congelar el PCM previo a la siguiente fase de encendido. El hecho de alternar los procesos de fusión y solidificación del PCM permite al componente operar casi isotérmicamente.

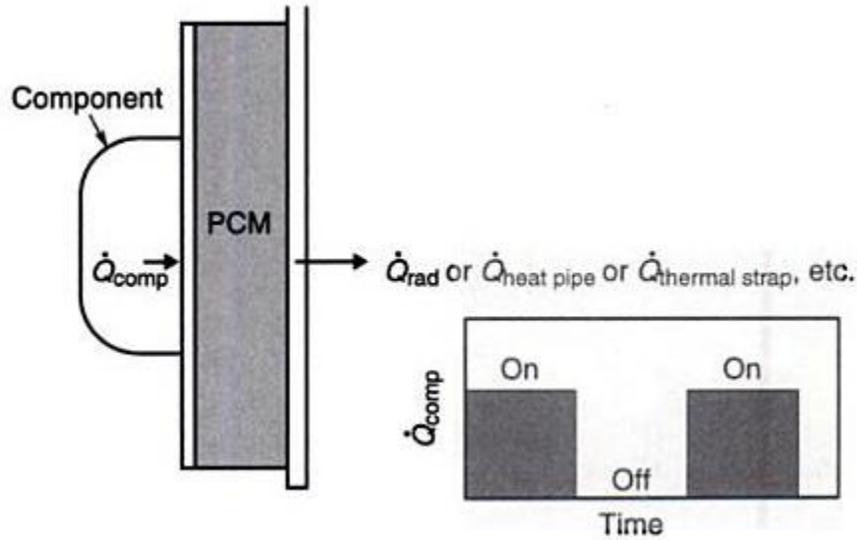


Figura 2.10 Sistema de control térmico de cambio de fase para componentes de operación cíclica.

A continuación se muestran algunas clases de materiales que han sido investigados para su uso en dispositivos de cambio de fase:

- Hidratos, e.g., $\text{Na}_2\text{SO}_4 \cdot 10\text{H}_2\text{O}$ y $\text{CaCl}_2 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$.
- Compuestos orgánicos, e.g., parafinas ($\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$), alcoholes, fenoles, aldehídos y ácidos orgánicos.
- Eutécticos para materiales orgánicos, e.g., ácido acético 88% + ácido benzoico 12% (concentración molar).
- Elementos naturales orgánicos, e.g, azufre (S).

La tabla 2.4 muestra una lista de materiales representativos para PCM en el rango de temperatura de -25 a 62°C , e indica puntos de fusión a temperatura ambiente para la mayoría de los materiales. Este rango de temperatura es característico en el control térmico de equipos electrónicos y de control ambiental para vehículos espaciales tripulados.

La tabla 2.5 muestra una lista de materiales representativos de PCM para aplicaciones de un nivel de temperatura menor, tales como detectores infrarrojos u otros equipos electrónicos.

Tabla 2.4 Materiales de cambio de fase típicos en el rango de -25 a 62°C

Material	Punto de fusión (°C)	Calor de fusión (kJ/kg)
<i>n</i> -Eicosano (C ₂₀ H ₄₂)	37	246
Polietilenglicol 600 [HO(CH ₂ CH ₂ O) _{<i>n</i>} H]	20-25	146
Pentóxido de nitrógeno (N ₂ O ₅)	30	320
Cloruro de fosfonio (PH ₄ Cl)	28	752
Fosfato de sodio dibásico (Na ₂ HPO ₆ ·12H ₂ O)	37	279
Sulfato de sodio (Na ₂ SO ₄ ·10H ₂ O)	31	215
Glicerol [C ₃ H ₅ (OH) ₂]	18	199
Cloruro de calcio (CaCl ₂ ·6H ₂ O)	29	170
<i>p</i> -Xileno [C ₆ H ₄ (CH ₃) ₂]	16	164
Cromato de sodio (Na ₂ CrO ₄ ·H ₂ O)	23	164
<i>n</i> -Undecano (C ₁₁ H ₂₄)	-25	141
<i>n</i> -Dodecano (C ₁₂ H ₂₆)	-12	211
<i>n</i> -Tridecano (C ₁₃ H ₂₈)	-6	155
<i>n</i> -Tetradecano (C ₁₄ H ₃₀)	6	228
<i>n</i> -Hexadecano (C ₁₆ H ₃₄)	17	237
<i>n</i> -Heptadecano (C ₁₇ H ₃₆)	22	213
<i>n</i> -Octadecano (C ₁₈ H ₃₈)	28	244
<i>n</i> -Nonadecano (C ₁₉ H ₄₀)	32	187
<i>n</i> -Octacosano (C ₂₈ H ₅₈)	62	253
1-Tetradecanol [CH ₃ (CH ₂) ₁₂ ·(CH ₂)OH]	38	230
Ácido acético (CH ₃ COOH)	17	187
Agua	0	333

Tabla 2.5 Materiales de cambio de fase típicos para bajas temperaturas

Material	Punto de fusión (°C)	Calor de fusión (kJ/kg)
Metil propil cetona (C ₅ H ₁₀ O)	-78	104
Alcohol amílico (C ₅ H ₁₂ O)	-79	112
1-Metil-1,2 etilbenceno (C ₉ H ₁₂)	-81	88
Acetato de etilo (C ₄ H ₈ O ₂)	-82	118
Metil etil cetona (C ₄ H ₈ O)	-86	111
<i>n</i> -Butilbenceno (C ₁₀ H ₁₄)	-89	82
Alcohol isopropílico (C ₃ H ₈ O)	-89	88
Alcohol butílico (C ₄ H ₁₀ O)	-89	125
<i>n</i> -Heptano (C ₇ H ₁₆)	-91	140
Tolueno (C ₇ H ₈)	-94	72
Etilbenceno (C ₈ H ₁₀)	-95	86
<i>n</i> -Hexano (C ₆ H ₁₄)	-95	151
Isopropilbenceno (C ₉ H ₁₂)	-96	81
<i>n</i> -propilciclopentano (C ₈ H ₁₆)	-117	88
1-Neptuno (C ₇ H ₁₄)	-119	126
2,4-Dimetilpentano (C ₇ H ₁₆)	-119	67
Cloropropano (C ₃ H ₇ Cl)	-123	84
Butano (C ₄ H ₁₀)	-135	76
Etano (C ₂ H ₆)	-172	93
Metano (CH ₄)	-183	59

CONTROL ACTIVO

Los sistemas de control activo son más complejos que los pasivos. Consumen energía eléctrica para su funcionamiento y demandan recursos de telemetría. Los sistemas activos se implementan únicamente en el caso de que los pasivos no logren satisfacer los requerimientos térmicos del satélite, y su utilización debe cumplir con las especificaciones de costo, masa, espacio y energía eléctrica de la misión correspondiente.

2.3.5 Radiadores

Los satélites descargan el calor de rechazo hacia el espacio por medio de superficies radiantes. Las formas más comunes de radiadores son paneles estructurales, radiadores de placa plana montados en un costado del satélite, y paneles desplegados una vez que el satélite se encuentra en órbita. Independientemente de la configuración, todos los radiadores rechazan calor en forma de ondas infrarrojas. La potencia de radiación depende de la emitancia y temperatura de la superficie en cuestión. El radiador debe rechazar el calor de desecho del satélite, así como también reflejar las cargas térmicas del entorno. Este funcionamiento básico se ilustra en la figura 2.11.

Es sabido que los radiadores están provistos de acabados superficiales con una alta emitancia ($\epsilon > 0.8$) para potenciar el rechazo calorífico, y baja absorptancia ($\alpha < 0.2$) para limitar la carga térmica proveniente del Sol. Los acabados más usados incluyen espejos de cuarzo, teflón plateado o aluminizado, y pintura blanca.

La potencia de radiación de un radiador es una función de la temperatura. El calor total que sale de la superficie del radiador está dado por la expresión

$$\dot{Q} = A\epsilon\sigma T^4 \quad (1.17)$$

Donde A es el área de la superficie, ϵ es la emitancia, σ es la constante de Stefan-Boltzmann ($5.669 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$), y T es la temperatura absoluta (K).

Los radiadores satelitales generalmente rechazan entre 100 y 350 W/m^2 de calor producido por componentes electrónicos. Como se muestra en la figura 1.11, el extremo superior de este rango es típico de un radiador que opera a una temperatura alta (por ejemplo 40°C) y observa una modesta retrocarga de calor del entorno u otras superficies del satélite. El extremo inferior del rango puede representar a un radiador operando por debajo de la temperatura ambiente en una órbita baja, donde las retrocargas del ambiente pueden ser considerables. Para el dimensionamiento de un radiador, debe hacerse un análisis térmico que considere la temperatura de operación deseada, el caso más crítico de calor de desecho del satélite, calentamiento a causa del ambiente, así como las interacciones de radiación y conducción con otras superficies satelitales. En cuanto al peso de los radiadores, hay una diferencia de alrededor de 12 kg/m^2 si se utiliza un panel estructural o se decide implementar un radiador desplegable y su correspondiente estructura de soporte.

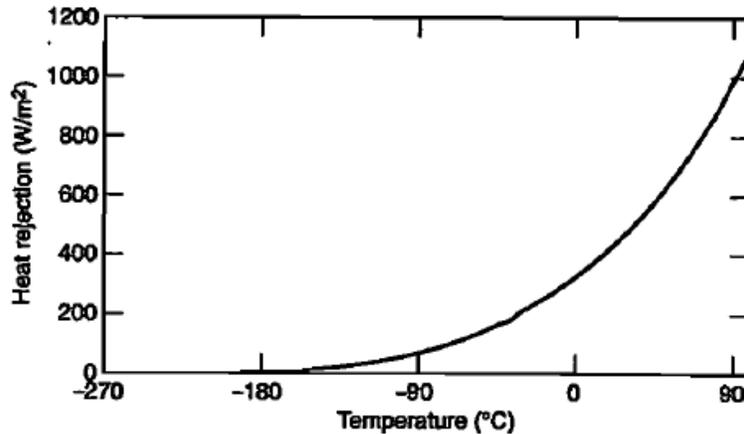


Figura 2.11 Rechazo de calor por radiación de un cuerpo negro.

Radiadores de panel estructural

Una superficie exterior de la estructura del satélite en forma de panel sirve como parte de la estructura y como radiador, y su peso se incluye como parte del sistema estructural. Las láminas del panel remueven el calor de los componentes electrónicos y el área de la cara exterior sirve como superficie radiante. El calor se conduce adecuadamente entre las láminas interior y exterior a través del núcleo de aluminio en forma de panel. En ocasiones las láminas de aluminio son fabricadas con un mayor espesor que el que se requiere estructuralmente; esto sucede para garantizar una mayor eficiencia en la transferencia de calor. Se suele colocar también, platos separados (dobladores) de aluminio u otro material debajo de elementos electrónicos de alta potencia para ayudar a la remoción de calor generado. El incremento de peso que resulta de aumentar el espesor de las láminas del panel estructural o del uso de dobladores, generalmente se considera dentro del sistema de control térmico.

Paneles estructurales con tubos de calor

Si un radiador de panel estructural en forma de panel tiene montado a sí mismo cajas electrónicas de alta potencia y por lo tanto, gran disipación calorífica, entonces la conducción lateral en las láminas no será suficiente para remover el calor y transferirlo a un área lo suficientemente grande para irradiarlo al espacio. Esta situación podría causar que los elementos electrónicos rebasen su límite de temperatura operacional y quedaran inservibles. Incrementar el espesor de las láminas o usar dobladores pueden considerarse como soluciones a este problema mientras no se exceda cierto valor de peso, sin embargo, para evitar dicho sobrepeso, se suele añadir tubos de calor para remover el calor de desecho.

Radiadores montados

Hay aplicaciones que requieren un radiador que no sea parte de la estructura del satélite. En caso de que el radiador requiera operar a una temperatura diferente al resto del satélite; o que no sea conveniente utilizar un panel estructural como radiador, una opción adecuada es implementar radiadores montados. El radiador puede ser un panel de panel o una placa de aluminio endurecido. El calor se conduce de los componentes al radiador utilizando tubos de calor ya sea de

conductancia fija o variable, circuitos de tubos de calor, o circuitos capilares de bombeo; además se requieren tubos de calor adicionales para remover el calor desde el radiador.

Radiadores desplegables

A medida que el calor de desecho del satélite aumenta, y el tamaño del satélite se reduce; la plataforma satelital posee cada vez menos área para rechazar el calor generado internamente. Con el fin de compensar dicha insuficiencia de área de radiación, resulta viable implementar radiadores desplegables. En la figura 2.12 se ilustra el radiador desplegable Alpha, mientras que en la figura 2.13 se muestra el radiador desplegable de la Estación Espacial Internacional. [1]

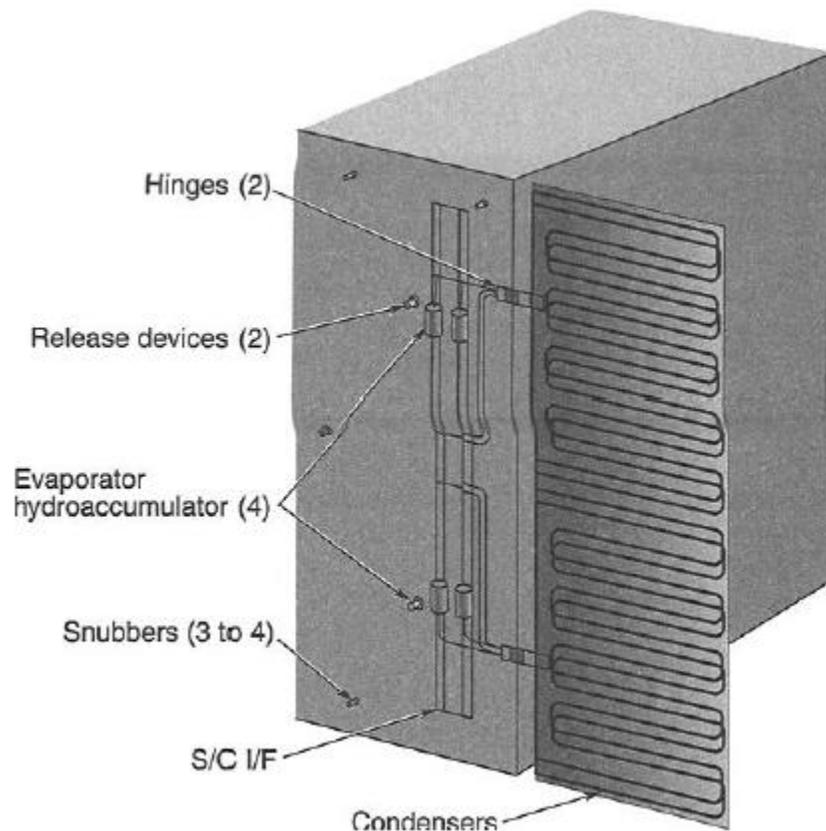


Figura 2.12 Radiador desplegable Alpha

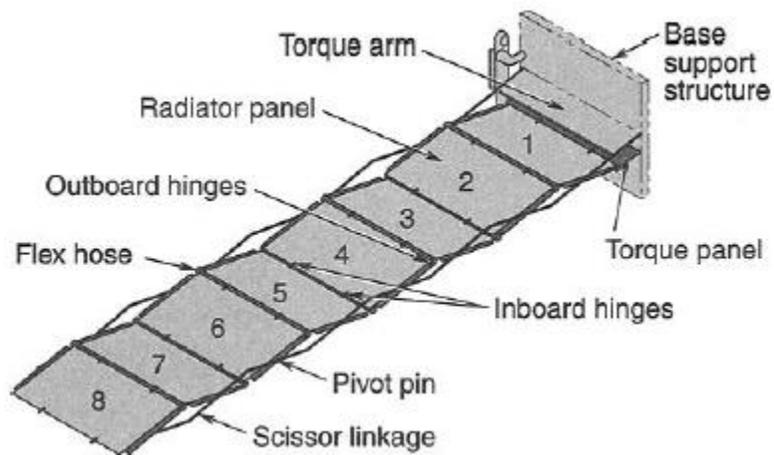


Figura 2.13 Radiador desplegable de la Estación Espacial Internacional

2.3.6 Tubos de calor

Los sistemas de transporte de calor de 2 fases, como tubos de calor, circuitos de tubos de calor (LHP's) y circuitos bombeados capilarmente, transfieren energía térmica en forma de calor latente de vaporización, utilizando un fluido volátil de trabajo que circula por capilaridad en una estructura de mecha porosa.

En aplicaciones espaciales, los tubos de calor son implementados para remover calor de dispositivos electrónicos y así regular su temperatura. Ese calor removido, puede también ser transportado a algún otro componente que requiera un aumento de temperatura para poder permanecer dentro de su rango térmico operacional.

Un tubo de calor básico (figura 2.14) consiste esencialmente de un tubo sellado que posee una estructura porosa (mecha) en su superficie interior y contiene un fluido de trabajo donde se presentan sus fases líquida y gaseosa en equilibrio térmico.

La cantidad de líquido contenida en el tubo debe ser la suficiente para saturar la mecha. El fluido de trabajo y el material poroso son elegidos para asegurar un humedecimiento mutuo, lo cual garantiza la retención del fluido de trabajo en la mecha.

El funcionamiento básico del tubo de calor es el siguiente [16]:

- En la zona de evaporación se añade calor, elevándose la temperatura y la presión local. El líquido presente se evapora.
- La mecha en la zona de evaporación se queda sin líquido, generándose una zona de baja presión y por tanto un gradiente que motiva el flujo de líquido de trabajo para volver a llenar la mecha.
- El vapor fluye a través del tubo hacia la zona de condensación.

- Al haber una menor temperatura en la zona de condensación, el vapor se condensa, habiendo un rechazo de calor.
- Se repite el ciclo.

Cabe destacar que el tubo de calor se comporta de manera isotérmica a lo largo de su longitud, además, en su interior, tanto la mecha porosa como la zona donde se encuentra el vapor, se encuentran generalmente a la misma temperatura; si la zona de evaporación se calienta, el tubo se calienta de manera uniforme, y de manera similar, el tubo se enfría uniformemente cuando la zona de condensación es enfriada.

Otra función importante de los tubos de calor es la reducción de gradientes de temperatura en estructuras para minimizar la distorsión térmica.

Es muy recomendable tener en cuenta la siguiente consideración termodinámica y emplearla como criterio de diseño:

El vapor presenta una caída de presión al fluir del evaporador hacia el condensador [17]. Cuando se trabaja a temperaturas cercanas al punto de fusión del fluido de trabajo, la presión y la densidad son bajas, y esta condición conlleva a una caída de presión considerable durante el flujo mencionado. Una caída de presión, implica necesariamente una disminución de temperatura, ya que la temperatura de saturación es una función de la presión. Si la presión del vapor es baja, y se presenta una caída de presión considerable, la capacidad de térmica de un tubo de calor podría no ser la suficiente (o esperada). Asimismo, en la fase de evaporación, la temperatura del tubo de calor podría incrementarse para alcanzar el equilibrio térmico y exceder el límite de temperatura permitido, lo cual provocaría también un comportamiento indeseable en términos de la cantidad de calor que se desea remover/transportar. El criterio de diseño a destacar sería entonces: evitar el uso de fluidos de trabajo cuya presión de vapor sea muy baja.

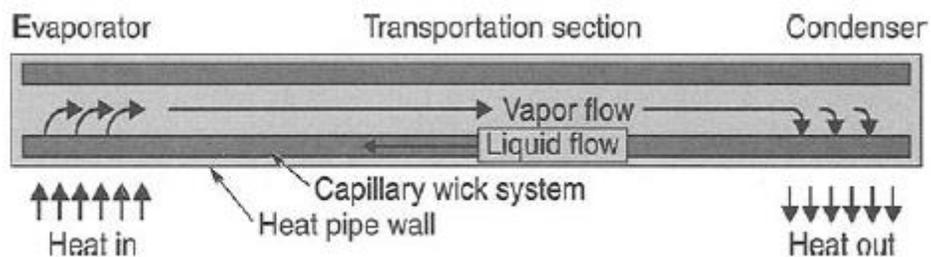


Figura 2.14 Esquema del funcionamiento de un tubo de calor

Tubos de calor de conductancia constante

Son los tubos de calor básicos, su configuración se muestra en la figura 2.14. Se utilizan para transportar (generalmente remover) calor de un lugar a otro o para mantener una superficie a la misma temperatura. En este tipo de tubos, el sentido de la transferencia puede llevarse a cabo en cualquiera de los dos sentidos, dependiendo del extremo en el que se aplique la carga calorífica de mayor intensidad.

Tubos de calor de tipo "Diodo"

En este tipo de tubos, el calor fluye en un solo sentido. Para garantizar la transferencia de calor unidireccional, comúnmente se utilizan trampas de líquido o vapor o bloqueos de líquido.

Tubos de calor de Conductancia Variable (VCHP)

Este tipo de tubos contienen un reservorio de gas en el extremo del condensador, que se llena con un gas no condensable para controlar el área de operación del condensador tomando como referencia la temperatura del evaporador (ver figura 2.15).

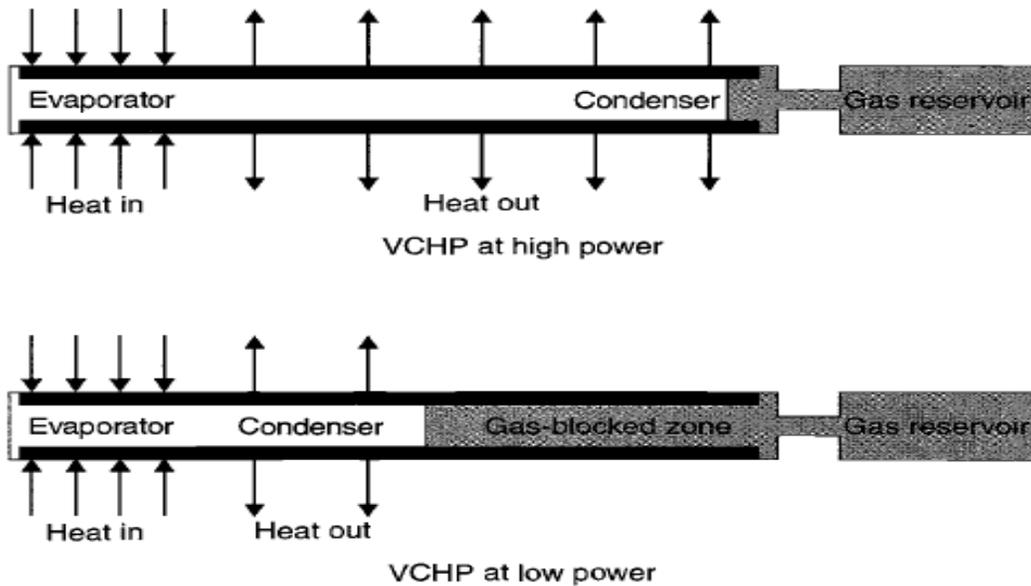


Figura 2.15 Tubo de calor de conductancia variable

El gas contenido en el reservorio actúa como un pistón, es decir, la columna de gas aumenta o disminuye según sea necesario. Si la temperatura en el evaporador aumenta, el área de transporte de vapor aumenta, empujando y reduciendo el 'pistón' de gas, mientras que en el caso en que la temperatura del evaporador disminuye, la columna de gas aumenta, reduciéndose el área del condensador. De esta manera se controla activamente la transferencia de calor en diversos dispositivos.

Fluidos de trabajo

El criterio para elegir el fluido de trabajo que será contenido en los tubos de calor, está en función del rango de temperaturas a controlar. Usualmente el fluido de trabajo en un tubo de calor se comporta de manera eficiente si se trabaja por encima de su punto triple y por debajo de su temperatura crítica. Como se mencionó en la consideración termodinámica, al aproximarse al punto triple, las caídas de temperatura de vapor se acentúan. Por otro lado, al acercarse al punto crítico, resulta complejo distinguir entre las fases líquida y gaseosa (al tener la misma densidad), además la tensión superficial tiende a cero, y la presión contenida en el tubo de calor se incrementa, poniendo en riesgo el funcionamiento del tubo de calor.

Tabla 2.6 Fluidos de trabajo para tubos de calor

Fluido	Punto de fusión (K)	Punto de ebullición (K)	Temperatura crítica (K)
Hidrógeno	14.0	20.4	33.0
Neón	24.5	27.1	44.4
Oxígeno	54.3	90.2	154.8
Nitrógeno	63.1	77.3	126.2
Etano	89.9	184.5	305.5
Metano	90.7	111.4	190.5
Metanol	175.2	337.9	513.2
Acetona	180.0	329.4	508.2
Amonia	195.5	239.8	405.6
Agua	273.2	373.2	647.3
Potasio	336.4	1032.2	2250.0
Sodio	371.0	1152.2	2500.0
Litio	453.7	1615.0	3800.0

En la tabla 2.6 se muestra un listado de los fluidos de trabajo más comunes para su empleo en tubos de calor.

2.3.7 Otros elementos activos

Dado que el enfoque de esta tesis es presentar una propuesta de elementos pasivos para el sistema de control térmico del satélite QUETZAL, los siguientes elementos de control activo se mencionarán únicamente (Tabla 2.7).

Tabla 2.7 Elementos activos de control térmico

Elementos activos de control térmico
Radiadores desplegados
Tubos de calor de conductancia variable y tipo Diodos
Calentadores
Louvres
Circuitos bifásicos con bombeo mecánico
Circuitos líquidos
Refrigeradores
Bombas de calor
Interruptores (switches) de calor
Enfriadores termoelectrónicos

2.4 Selección de Elementos de Control Térmico

En la figura 2.16 se muestra un diagrama de flujo que resume, una vez puestos en consideración todos los factores descritos a lo largo de este capítulo, el proceso de selección de los elementos que conjuntamente lograrán el objetivo del control térmico. Se trata de un método iterativo en el que se da prioridad a los elementos pasivos y se verifica su desempeño mediante simulaciones.

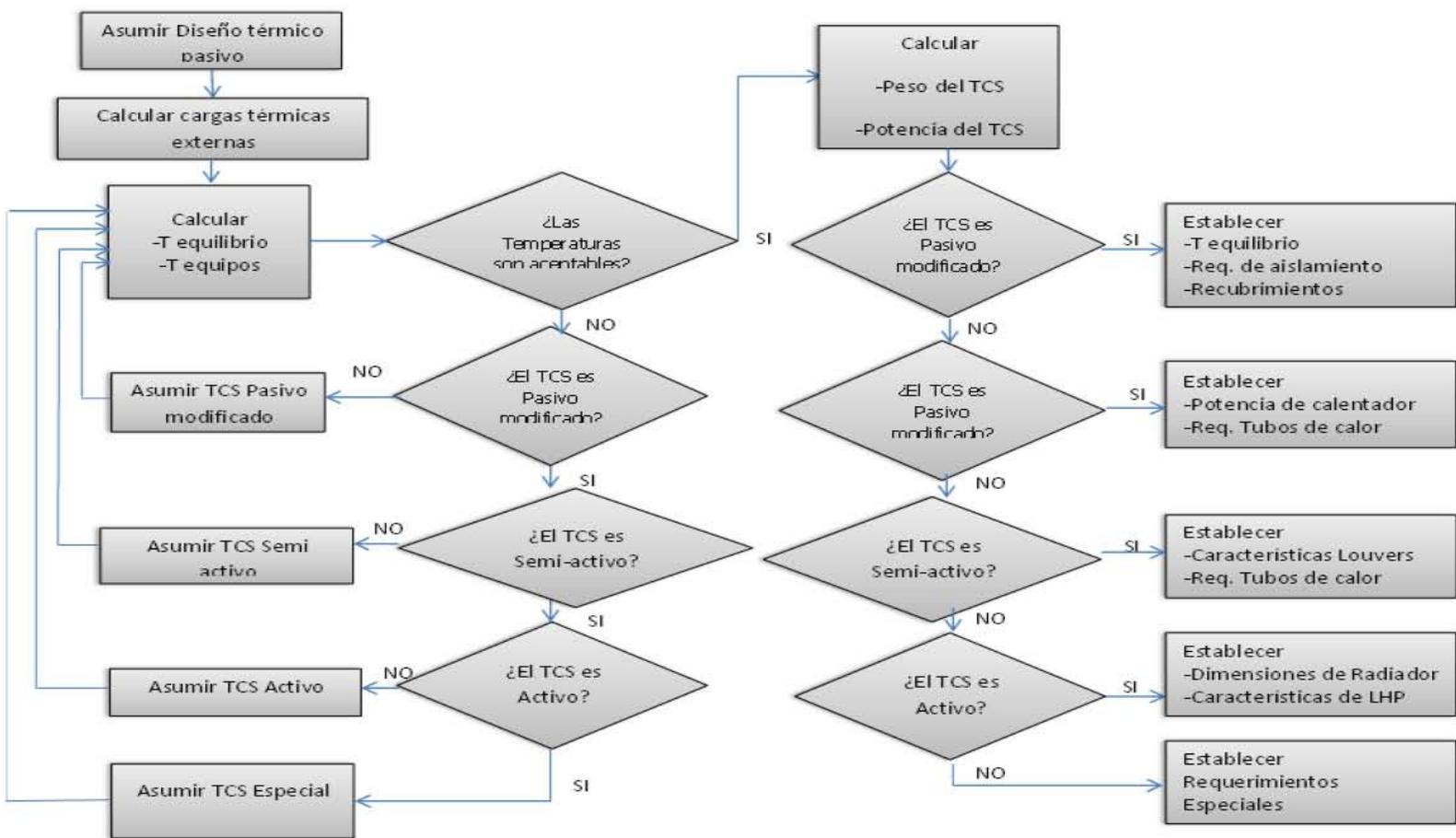
Se decidió implementar acabados superficiales y radiadores en primera instancia, para analizar su comportamiento mediante las simulaciones posteriores. La configuración de acabados superficiales consta de pintura blanca tipo Z93 ($a=0.17$, $e=92$), en las superficies externas de las placas superior e inferior, para que de esta manera se comporten como radiadores (pasivos). Los paneles solares estarán cubiertos con el acabado Solar Cells, el cual tiene absorptividad de 0.85 y emisividad de 0.85, con lo cual se asegura la absorción de radiación solar suficiente, y el valor alto de emisividad servirá para contrarrestar el calentamiento excesivo de los paneles, ya que tendrán la capacidad de expulsar el exceso de calor hacia el espacio mediante radiación infrarroja. En el interior del satélite se implementará pintura negra tipo Tedlar Black ($a=0.94$, $e=0.9$), con lo que se pretende que haya un intercambio radiativo intenso, y de esta manera las cajas de electrónicos radiarán calor hacia las rejillas metálicas y el calor se conducirá con mayor facilidad hacia los radiadores.

En resumen, la configuración de control térmico propuesta en esta tesis se muestra en la tabla 2.8:

Tabla 2.8 Elementos pasivos propuestos

ELEMENTO PASIVO	APLICACIÓN
Pintura Z93	Placas superior e Inferior (Radiadores)
Pintura Tedlar Black	Interior del satélite
Pintura Solar Cells	Paneles solares

Figura 2.16 Diagrama de flujo del Proceso de Selección de elementos de control térmico



3 Análisis Térmico

A lo largo de este capítulo se presenta el proceso de modelado térmico del satélite QUETZAL. Se introducen los conceptos básicos del Modelo Térmico Matemático (TMM), se explican los métodos de Diferencias Finitas (FDM) y Elemento Finito (FEM), así como el método de modelado de radiación Monte Carlo. Se finaliza con el reporte de los resultados obtenidos en THERMAL DESKTOP (TD) y su análisis correspondiente.

3.1 Modelo Térmico Matemático (TMM)

Los satélites en el espacio exterior están expuestos a cambios bruscos de temperatura, que dependen del tipo de la órbita y la fase de la misión, entre otros factores. Para calcular perfiles de temperatura en los diferentes componentes del satélite, es necesario simplificar primero el problema. Esto se logra generando una representación del sistema que sea lo suficientemente manipulable en términos matemáticos. Dicha representación se denomina Modelo Térmico Matemático.

Una vez que se tiene el diseño preliminar del satélite, como paso previo a su análisis térmico mediante métodos numéricos se debe subdividir en un número finito de regiones llamadas nodos. En el punto central de cada nodo, se consideran concentradas sus propiedades térmicas, como son: temperatura y masa térmica (capacitancia).

La temperatura T asignada a un nodo, representa la temperatura promedio de la masa asociada a la subregión, mientras que la capacitancia C , representa la masa térmica de la subregión y se asume que se encuentra concentrada al centro del nodo.

En un material homogéneo, la temperatura fuera de un punto nodal puede ser aproximada por interpolación entre los puntos nodales adyacentes donde las temperaturas son conocidas.

El analizador térmico SINDA (Systems Improved Numerical Differencing Analyzer) clasifica tres tipos de nodos según su capacitancia:

- nodos de difusión: masa térmica o capacitancia finita
- nodos aritméticos: masa térmica o capacitancia nula
- nodos frontera: masa térmica o capacitancia infinita

Los nodos de difusión sirven para representar térmicamente a un material, en el cual la temperatura varía en función de un flujo de calor hacia dentro o fuera de los nodos. Se caracterizan por la ganancia o pérdida de energía potencial, que a su vez depende del valor de la capacitancia asignada, el valor neto del flujo de calor hacia el nodo, y el la variación del flujo de calor con respecto al tiempo. Un nodo de difusión se representa de manera matemática como sigue:

$$\sum \dot{Q} - \frac{C\Delta T}{t} = 0 \quad (3.1)$$

Un nodo aritmético es una cantidad sin equivalente físico; sin embargo, su uso en soluciones numéricas puede ser útil para interpretar resultados en aplicaciones como: temperaturas

superficiales, temperaturas de línea de borde, y temperaturas de acople de nodos. Una ventaja significativa del uso de nodos aritméticos es la reducción de tiempos de cómputo cuando se tienen elementos con valores pequeños de capacitancia en comparación con la mayoría de los otros elementos del sistema, y cabe resaltar que dicha aproximación no afecta la precisión de los cálculos térmicos. Matemáticamente, un nodo aritmético está definido por la expresión:

$$\sum \dot{Q} = 0 \quad (3.2)$$

El nodo de frontera, cuya capacitancia es infinita, se usa para representar un límite o sumidero donde la temperatura es fija y no cambia, sin importar la magnitud del flujo de calor desde o hacia el nodo. Comúnmente se utilizan para representar sumideros en el espacio y temperaturas superficiales de planetas. Además, los nodos de frontera pueden representar componentes térmicos que tienen una gran capacitancia en comparación a otros nodos. Matemáticamente se definen como:

$$T = \text{constante}$$

Para el TMM del satélite QUETZAL se considerarán nodos de difusión isotérmicos.

Al ser la radiación el mecanismo de transferencia de calor predominante en el espacio exterior, los nodos tendrán interacción radiante con sus alrededores, además de la interacción conductiva.

Como se mencionó en el primer capítulo:

Para un satélite compuesto de n nodos isotérmicos, el calor conducido desde el nodo i -ésimo al nodo j -ésimo está dado por:

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

donde h_{ij} es la conductancia efectiva entre los nodos i y j , mientras que T_i y T_j son las temperaturas de los nodos i -ésimo al j -ésimo, respectivamente.

Por otro lado, el intercambio de calor por radiación entre dos superficies [18] está determinado por tres importantes parámetros: temperatura de las superficies, factores de forma y las propiedades ópticas de la superficie. Para superficies difusas, la cantidad de radiación que sale de una superficie i y es absorbida por una superficie j se puede representar matemáticamente como:

$$Q_{r_{ij}} = A_i F_{ij} \varepsilon_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (3.4)$$

Donde A_i es el área de la superficie i , F_{ij} es el factor de forma de la superficie j visto desde la superficie i y ε_{ij} es el parámetro conocido como *emitancia efectiva*. En la ecuación anterior se asume que el término F_{ij} es constante sobre la superficie i .

Cálculo de temperaturas nodales

Considerando el balance térmico del i -ésimo nodo de un TMM que consiste de n nodos [5]. El calor neto absorbido por el nodo i por unidad de tiempo está dado por

$$Q_{externo,i} + Q_i - \sigma \varepsilon_i A_{espacio,i} T_i^4 - \sum_{j=1}^n h_{ij} (T_i - T_j) - \sigma \sum_{j=1}^n A_i F_{ij} \varepsilon_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (3.5)$$

Donde

$$Q_{externo,i} = J_s \alpha_i A_{solar,i} + J_a \alpha_i A_{albedo,i} + J_p \varepsilon_i A_{planetario,i} \quad (3.6)$$

Es la carga térmica externa. $A_{solar,i}$, $A_{albedo,i}$ y $A_{planetario,i}$ son las áreas efectivas recibiendo la radiación solar, albedo y planetaria, respectivamente. $A_{espacio,i}$ es el área efectiva con una vista sin obstáculos hacia el espacio y Q_i es el calor que disipa el satélite internamente. Si la masa y la capacidad térmica específica son m_i y C_i respectivamente, la ecuación de balance térmico para el nodo i puede describirse como

$$m_i C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_{externo,i} + Q_i - \sigma \varepsilon_i A_{espacio,i} T_i^4 - \sum_{j=1}^n h_{ij} (T_i - T_j) - \sigma \sum_{j=1}^n A_i F_{ij} \varepsilon_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (3.7)$$

El comportamiento térmico del satélite completo se describe mediante un sistema de n ecuaciones diferenciales no lineales simultáneas como la anterior, variando i de 1 a n . Debe notarse que, en la mayoría de casos prácticos, $Q_{externo,i}$ y Q_i también varían con el tiempo.

El sistema de ecuaciones anterior, no es susceptible a ser resuelto de forma analítica, por lo que debe optarse por métodos numéricos para tal efecto. Si se parte del caso sencillo en que el satélite es lanzado en el tiempo t_0 desde un vehículo lanzador con aire acondicionado, de manera que todas las temperaturas iniciales son conocidas; al sustituir dichas temperaturas iniciales, es posible calcular los valores de $dT_{i,0}/dt$ desde $i=0$ hasta n . Después de un incremento diferencial de tiempo, δt , se puede calcular como

$$T_i = T_{i,0} + \delta T_{i,0}, \quad \delta T_{i,0} = \frac{dT_{i,0}}{dt} \delta t \quad (3.8)$$

Estos nuevos valores, junto con los nuevos valores de $Q_{externo}$ y/o Q_i , pueden ser usadas para recalcular los valores de dT/dt en la segunda iteración, y así sucesivamente. Conforme se itera, dado que δt es lo suficientemente pequeño, el cálculo de temperaturas va a converger en un perfil de temperatura determinado por $Q_{externo}$ y Q_i en lugar de ser determinado por las temperaturas iniciales. La desventaja de esta sencilla aproximación es que tiende a ser inestable, si δt es muy grande o las capacitancias térmicas son pequeñas, además de que se requerirá un tiempo considerable de cómputo. Por dichas razones esta estrategia no se usa con frecuencia en la práctica.

Una aproximación más común radica en linealizar las ecuaciones como sigue, partiendo de la ecuación (3.8):

$$T_i^4 = (T_{i,0} + \delta T_{i,0})^4$$

Assumiendo que $\delta T_{i,0}$ es pequeña en comparación con $T_{i,0}$ y expandiendo el binomio, se puede escribir que

$$T_i^4 \approx T_{i,0}^4 + 4T_{i,0}^3 \delta T_{i,0}$$

Y por lo tanto

$$T_i^4 \approx T_i \left(4T_{i,0}^3 \right) - 3T_{i,0}^4 \quad (3.9)$$

Estado estacionario

Para el caso de estado estacionario, donde $Q_{externo,i}$ y Q_i son constantes y dT/dt es cero, el uso de la ecuación (3.9) permite escribir la ecuación (3.7) en forma linealizada:

$$\begin{aligned} T_i \left[\sum_{j=1}^n h_{ij} + 4\sigma T_{i,0}^3 \left(A_{espacio,i} \epsilon_i + \sum_{j=1}^n A_i F_{ij} \epsilon_{ij} \right) \right] - \sum_{j=1}^n T_j \left[h_{ij} + 4\sigma T_{j,0}^3 A_i F_{ij} \epsilon_{ij} \right] \\ = Q_{externo,i} + Q_i + 3\sigma T_{i,0}^4 A_{espacio,i} \epsilon_i + 3\sigma (T_{i,0}^4 - T_{j,0}^4) \sum_{j=1}^n A_i F_{ij} \epsilon_{ij} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Esto es un sistema de ecuaciones lineales de n temperaturas desconocidas T_i donde $i=1$ hasta n , y puede resolverse mediante técnicas de matrices inversas. Las temperaturas calculadas pueden ser sustituidas por los valores originales de $T_{i,0}$ y el cálculo se repite hasta que la diferencia entre las temperaturas obtenidas inmediatamente y las obtenidas en las iteraciones anteriores sea lo suficientemente pequeña para que se puedan asumir condiciones de estado estacionario, como que dT_i/dt sea igual a cero. Debe notarse que, el valor de $\delta T_{i,0}$ no es pequeño al inicio, pero debe serlo para las iteraciones finales y la solución numérica sea convergente.

Caso transitorio

El miembro izquierdo de la ecuación (3.7) debe ser remplazado por el término

$$m_i C_i \frac{(T_i - T_{i,0})}{\delta t}$$

y las temperaturas y entradas de calor deben ser remplazadas por sus valores promedio en el intervalo de tiempo δt , $(T_{i,0} + T_i)/2$, $(T_{j,0} + T_j)/2$, $(Q_{externo,i,0} + Q_{externo,i})/2$ y $(Q_{i,0} + Q_i)/2$, respectivamente. Remplazando los valores de $T_{i,0}$ por los nuevos valores calculados T_i y repitiendo el cálculo, se obtendrá un perfil de temperaturas en intervalos sucesivos de tiempo δt . Cabe destacar que, para que el cálculo sea más preciso, $\delta T_{i,0}$ debe ser pequeño, ya que para un tiempo dado, las temperaturas se obtienen como resultado de un cálculo sencillo y no de iteraciones múltiples como en el caso del estado estacionario. En términos prácticos, δt no debe ser grande y los valores de temperatura inicial $T_{i,0}$ no deben ser lo más realistas posible. La distribución de temperatura resultante de un cálculo en estado estacionario usando entradas de calor promedio según la órbita en que se encuentre el satélite es una buena aproximación para iniciar un cálculo transitorio.

Método de Diferencias Finitas (FDM) vs Método de Elemento Finito (FEM)

Tanto el Método de Diferencias Finitas como el de Elemento Finito son utilizados para resolver problemas de transferencia de calor. El FDM [19] se basa en aproximaciones por Serie de Taylor para desarrollar ecuaciones algebraicas y que luego son resueltas numéricamente para obtener distribuciones de temperatura. Cada nodo (en el FDM) se localiza en el centro de masa y es asumido isotérmico a lo largo del volumen ocupado. El error de truncamiento, asociado con este método, puede ser estimado. El método de elemento finito se basa en el uso de elementos que son uni, bi o tridimensionales, dependiendo del problema a resolver. Cada elemento tiene nodos en sus esquinas. Parámetros, como por ejemplo temperaturas, son calculadas para cada nodo del elemento. Las variaciones en los valores de estos parámetros, son calculadas por interpolación dentro del elemento.

El FDM es excelente para construir modelos de sistemas espaciales. Es compatible con geometrías primitivas (conos, cilindros o esferas) usadas para representar superficies de satélites en códigos de radiación. Con este método es posible resolver fácilmente problemas de transferencia de calor donde predomina la radiación. Las mallas en el FDM no necesitan ser uniformes como en el FEM.

La precisión de este método está en función del error de truncamiento de las series de Taylor. Dicho error de truncamiento puede reducirse con un mallado más pequeño y pasos de tiempo menores.

Para los casos no lineales, como los análisis donde predomina la radiación, es imposible tener soluciones exactas y por lo tanto, comparar la precisión en la convergencia de los dos métodos. Los modelos térmicos desarrollados con FDM pueden tener tres tipos de nodos isotérmicos: difusión, aritméticos y de frontera. En varios modelos de satélites, se utiliza solo un nodo para representar cajas de electrónica. Esta aproximación se acomoda fácilmente a un esquema de diferencias finitas, pero no así para elemento finito.

Para superar el problema de la limitada generación de mallas del FDM, varias compañías aeroespaciales han usado generadores de malla de FEM como PATRAN para generar una malla y luego convertirla a diferencias finitas para herramientas de solución como SINDA. Las temperaturas resultantes son posteriormente regresadas a la forma de FEM para su despliegue y análisis. Si no se cuenta con pre y posprocesadores de diferencias finitas a elemento finito, el FDM tendrá una desventaja en la construcción de modelos y despliegue de resultados.

El FEM es utilizado extensivamente para análisis estructurales. Es eficiente para la resolución de problemas que involucran esfuerzos térmicos. Las propiedades estructurales del modelo determinarán la complejidad del análisis térmico para un análisis combinado de esfuerzos térmicos. La gran fortaleza del FEM son los patrones de generación de mallas, los cuales pueden manejar superficies de formas irregulares y la interface entre dos mallas de patrones diferentes.

Los programas de elemento finito utilizan equivalentes para nodos de difusión y de frontera, pero no reconocen los nodos aritméticos. Debido a esto, las ecuaciones algebraicas resultantes tienden a ser muy complejas y conducen a costos de cómputo excesivos.

Para análisis térmicos típicos, los modelos en elemento finito por lo general son mucho más complejos de lo que se necesita. Esto es debido a que cada una de las caras de los elementos debe

compartir una interface completa con otro elemento, y además no se tiene información del error asociado con los cálculos realizados.

Típicamente, para describir superficies curvas como conos y cilindros, se requieren muchos más superficies FEM en comparación con las superficies FDM. Es posible que con un nodo de 360 grados sea posible describir una superficie, pero eso no es posible lograrlo mediante el método de elemento finito.

El código más utilizado para análisis de diferencias finitas en aplicaciones espaciales es el SINDA.

Algunos ejemplos de paquetes de elemento finito son: NASTRAN, ADINAT, ABAQUS, ANSYS, COSMOS y TOPAZ.

Los paquetes de software comerciales para análisis térmicos más utilizados son:

- Thermal Synthesizer System (TSS) por SPACEDESIGN, bajo licencia de NASA/JSC
- Thermal Desktop (TD) por Cullimore and Ring Technologies; TD se encuentra en el entorno de AUTOCAD
- THERMICA por Network Analysis Inc., bajo licencia de ASTRIUM
- FEMAP/SINDAG Modeling System por Network Analysis Inc.
- IDEAS TMG Thermal Modeling System por MAYA
- ITAS, por Analytix Corporation
- Thermal Analysis System por Harvard Thermal

Método Monte Carlo

El método Monte Carlo se utiliza para llevar a cabo cálculos de radiación, incluyendo factores de forma entre las superficies y la energía absorbida entre las mismas. Dicho método fue utilizado en THERMAL DESKTOP [20] para los cálculos correspondientes.

El método Monte Carlo fue usado por primera vez en la industria aeroespacial en la década de 1970. A finales de los años 70's, un código llamado NEVADA se puso en el mercado. Dicho código tenía la limitación de solo poder desplegar gráficos en dos dimensiones. Para 1990, la mayoría de los sistemas de análisis térmico tenían implementado un código Monte Carlo, como por ejemplo TSS, TD, THERMICA, IDEAS e ITAS. NEVADA es utilizado en el código SINDA.

La mayoría de los códigos Monte Carlo utilizan superficies básicas. Como ya se mencionó, los sistemas basados en mallas por elemento finito no pueden construir superficies primitivas (como conos o cilindros) con un solo elemento, por lo que Monte Carlo trabaja de manera eficiente con sistemas de diferencias finitas.

El tiempo requerido para encontrar una interacción de rayo-superficie puede ser excesivo en los códigos Monte Carlo. Por ello, se han desarrollado técnicas para acelerar dichos análisis. Un ejemplo es, el método OCTREE, el cual subdivide un modelo geométrico tridimensional en celdas. Cuando un rayo es emitido de una superficie a una celda, el código determina si alguna superficie dentro de la celda ha interceptado el rayo, y si no es así, el programa se mueve a la celda adyacente, en la dirección en que se mueve el rayo. El método OCTREE reduce el tiempo para encontrar la superficie con la que interactúa el rayo. Por otro lado, si el modelo se subdivide en demasiadas celdas, el cálculo por el método Monte Carlo será excesivo y tardado.

El código Monte Carlo reconoce y utiliza la descripción de conos y cilindros en FDM, lo cual permite tener factores de forma de radiación que son más precisos. Por otro lado, si se pretende describir superficies cónicas y cilíndricas mediante superficies planas, la precisión de los factores de forma disminuye y la complejidad del análisis se dispara considerablemente.

Otra característica de los códigos Monte Carlo, como es el ejemplo de TRASYS, es que pueden calcular la energía absorbida en una superficie. Si una superficie proyecta sombra en otra, los cálculos de interacción de rayos no consideran dichas superficies. Y para calcular la energía absorbida en una superficie, sin importar si ha sido sombreada o no, el código (por ejemplo TRASYS) debe ser capaz de especificar la orientación de una superficie en una órbita dada, respecto al Sol o la Tierra.

Todos los códigos de radiación utilizan una aproximación de cuerpos semi-grises, con lo cual se asume que el intercambio de radiación puede ser tratado en dos regiones espectrales independientes, una solar y la otra IR. En el método Monte Carlo, las superficies pueden asumirse como grises difusas, especulares, o alguna combinación de las dos reflectancias. Asimismo, se puede considerar la transmitancia.

3.2 Parámetros y características de la simulación

Se utilizó el software THERMAL DESKTOP (TD) [21] para la simulación del comportamiento térmico del satélite Quetzal.

Como el análisis fue llevado a cabo por el método FDM, se optó por construir el CAD mediante geometrías sencillas, por lo que la totalidad de las piezas del modelo fueron construidas mediante cajas (bricks).

El satélite modelado tiene forma de prisma rectangular y sus dimensiones básicas son:

BASE:

Largo: 0.5 m

Ancho: 0.5 m

ALTURA: 0.65 m

Todas las piezas estructurales y paneles solares tienen un espesor de 0.005 m.

El número total de nodos del modelo es: **709**.

La masa estimada es: **38.405 kg**.

El modelo cuenta con dos materiales únicamente, Aluminio y fr4 2 oz cobre. El primero fue asignado a las piezas estructurales como placas, rejillas y ángulos; mientras que el segundo fue asignado a los paneles solares y cajas interiores del satélite, para representar elementos electrónicos. En la tabla (3.1) se muestran las propiedades de los materiales propuestos.

Tabla 3.1 Propiedades térmicas de los materiales utilizados

Material	Conductividad (W/mK)	Densidad (kg/m ³)	Calor específico (J/kgK)
Aluminio 7075-T6	237	2702	900
Fr4 2oz cobre	17.7	1910	600

Se establecieron contactos entre las superficies. Partiendo de la expresión de conductancia térmica kA/L , donde k es la conductividad del material, A el área transversal y L la longitud del camino de conducción.

Todas las superficies externas de las piezas tienen interacción de radiación. Para el caso donde no hay elementos de control térmico, y durante el principio de la misión, las propiedades ópticas del Aluminio y fr4 son:

Tabla 3.2 Propiedades ópticas para la fase inicial de la misión

	Absortividad α	Emisividad ϵ	α/ϵ
Aluminio 7075-T6	0.15	0.05	3.0
Fr4 2oz cobre	0.96	0.8	1.2

Para finales de la misión, las propiedades ópticas son:

Tabla 3.3 Propiedades ópticas para la fase final de la misión

	Absortividad α	Emisividad ϵ	α/ϵ
Aluminio 7075-T6	0.19	0.01	19.0
Fr4 2oz cobre	1.0	0.76	1.31

Una vez incluidos radiadores y recubrimientos, las propiedades ópticas de los elementos implementados, para el principio de la misión son:

Tabla 3.4 Propiedades ópticas TC para la fase inicial de la misión

	Absortividad α	Emisividad ϵ	α/ϵ
Z93	0.17	0.92	0.185
Tedlar Black	0.94	0.9	1.04
Sollar Cells	0.85	0.85	1.0

Mientras que para las últimas fases de la misión, las propiedades propuestas son:

Tabla 3.5 Propiedades ópticas TC para la fase final de la misión

	Absortividad α	Emisividad ϵ	α/ϵ
Z93	0.21	0.87	0.24
Tedlar Black	0.98	0.85	1.15
Sollar Cells	0.89	0.80	1.11

Para las cajas de elementos electrónicos, se propusieron valores de disipación de calor. Se propuso un comportamiento a manera de función escalón, para que variara de 0.5 W (modo standby) al valor máximo de disipación cada 60 minutos. Esta consideración se incluyó con el fin de emular los modos de operación del satélite.

La caja 1 disipa hasta 3 W, la caja 2 disipa 10 W, mientras que la caja 3 disipa 7 W.

La temperatura inicial de todos y cada uno de los nodos fue de 293.15 K, es decir 20 °C.

Parámetros orbitales

La órbita propuesta fue de tipo Polar, solar síncrona con las siguientes características:

Tabla 3.6 Parámetros orbitales

Altitud (km)	Ángulo Beta (°)	Periodo orbital (s)
600	89	5802

La simulación se llevó a cabo en un régimen transitorio, para aproximadamente 10 periodos orbitales, es decir 58020 s.

En TD se llevaron a cabo 4 simulaciones: 2 para el análisis SIN control térmico y 2 para el análisis CON control térmico. Para cada análisis, se corrieron 2 simulaciones para los casos extremos frío y caliente.

El programa realiza, mediante SINDA, dos bloques de cálculos en cada simulación. Los dos bloques son calculados mediante el método Monte Carlo.

Primero se calcula el calentamiento orbital (Heating Rates) en función de la órbita propuesta, y posteriormente se calculan los factores de forma de radiación (Radks) entre las diferentes superficies del modelo.

Para incluir la parte de conducción, se realiza un análisis y resolución de ecuaciones tomando los cálculos previos de Heating Rates y Radks para añadirlos al sistema de ecuaciones.

A continuación se presentan los resultados de las 4 simulaciones. Se presentan imágenes de los perfiles de temperatura de diferentes grupos del modelo. Además, se presentan gráficas de distribución de temperatura de cada pieza, a lo largo de los 10 periodos orbitales simulados.

3.3 Reporte de Simulaciones

3.3.1 Sin Control Térmico

Para el análisis SIN control térmico, se presentan los resultados obtenidos, para los casos extremos frío y caliente.

CASO EXTREMO FRÍO

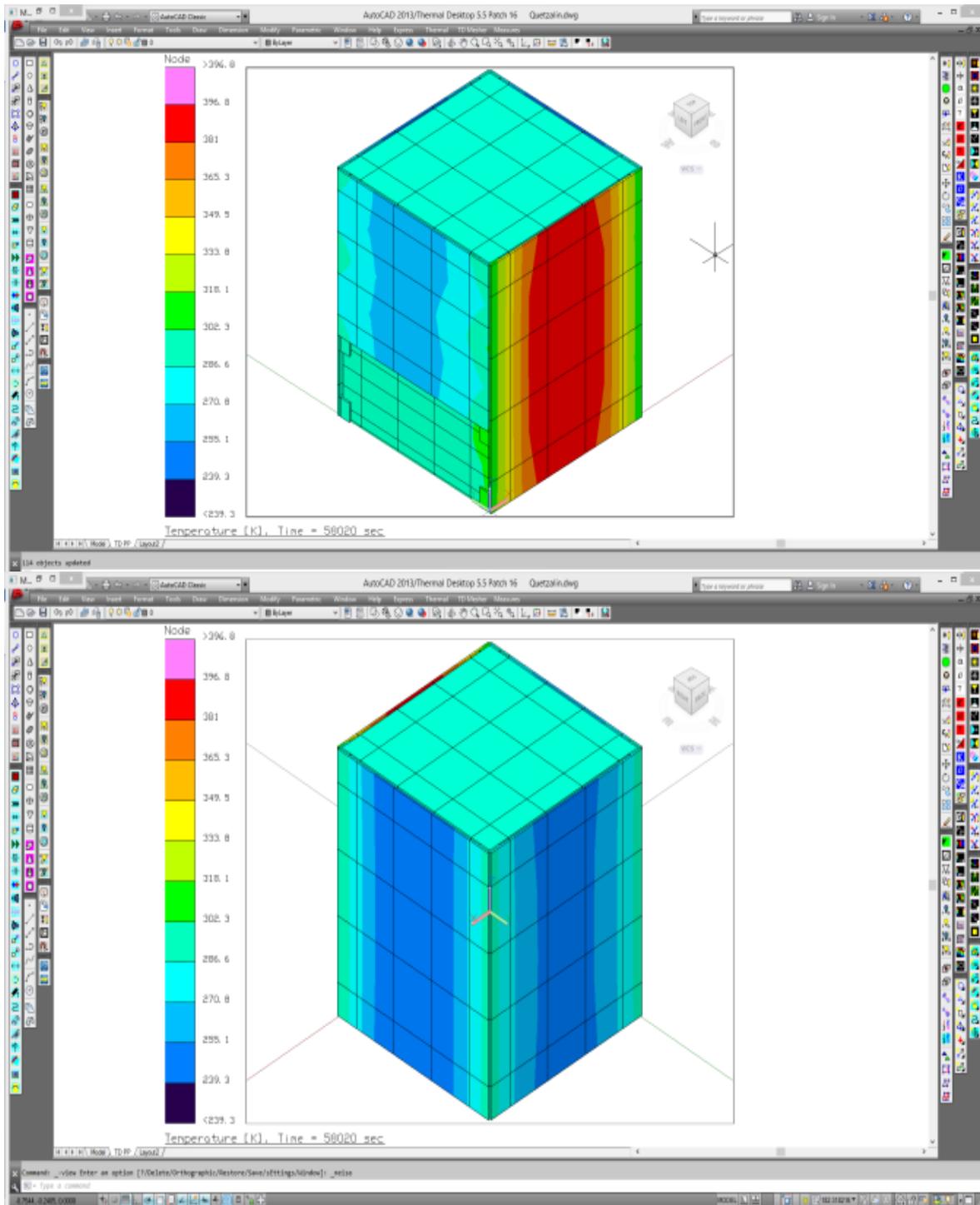


Figura 3.1 Vista completa. Caso Frío - Sin TC

Paneles solares

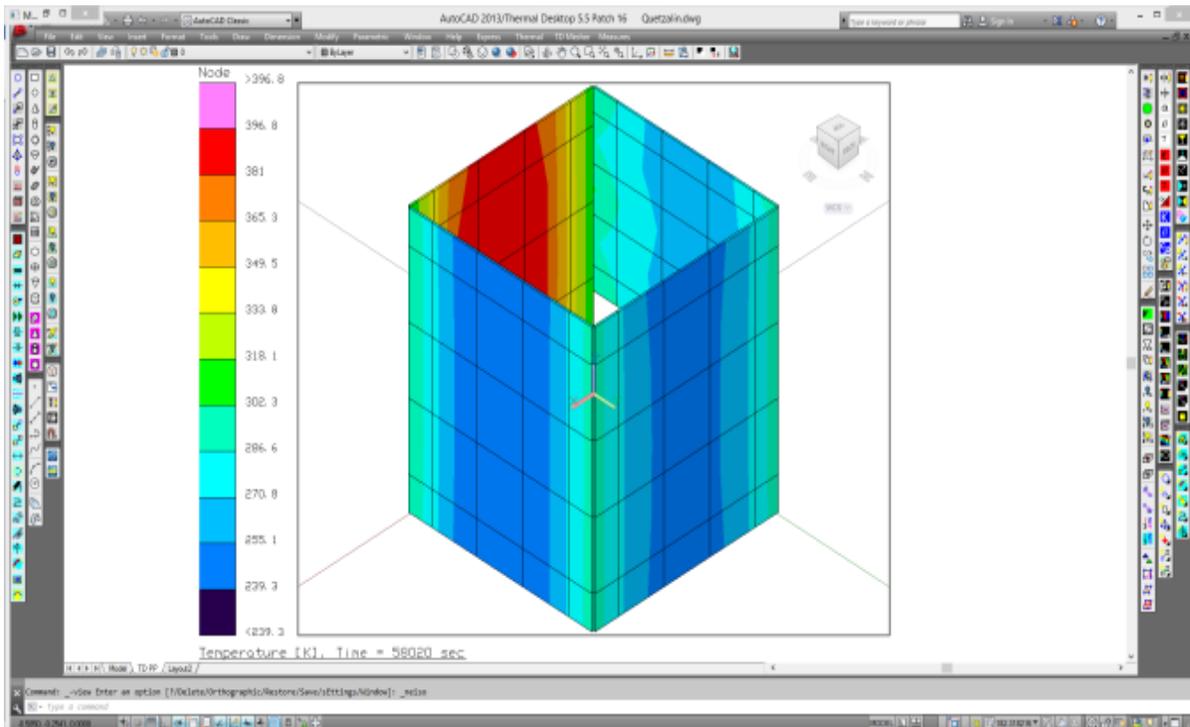
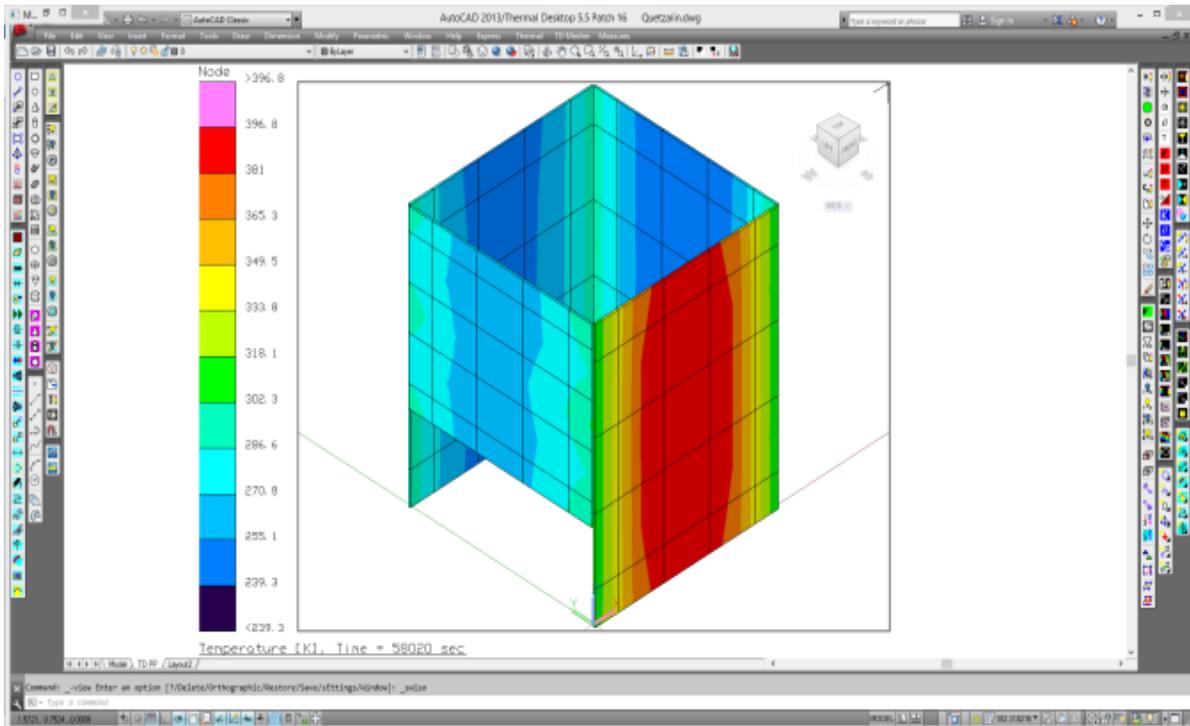


Figura 3.2 Paneles solares. Caso Frío - Sin TC

Placas

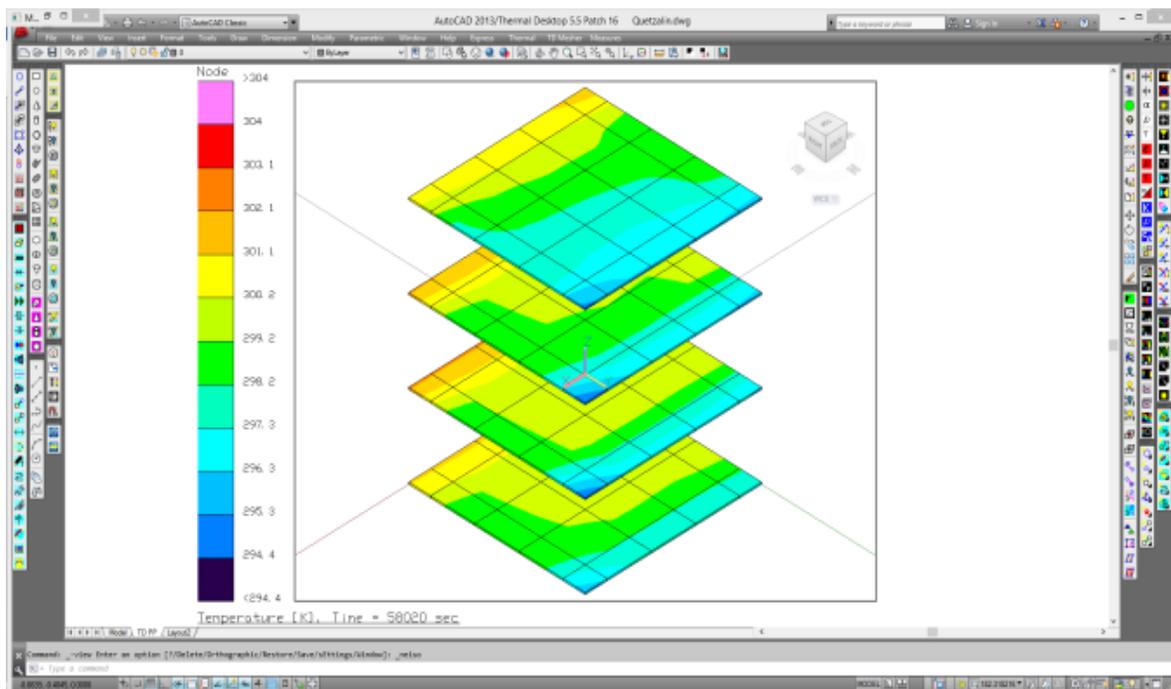
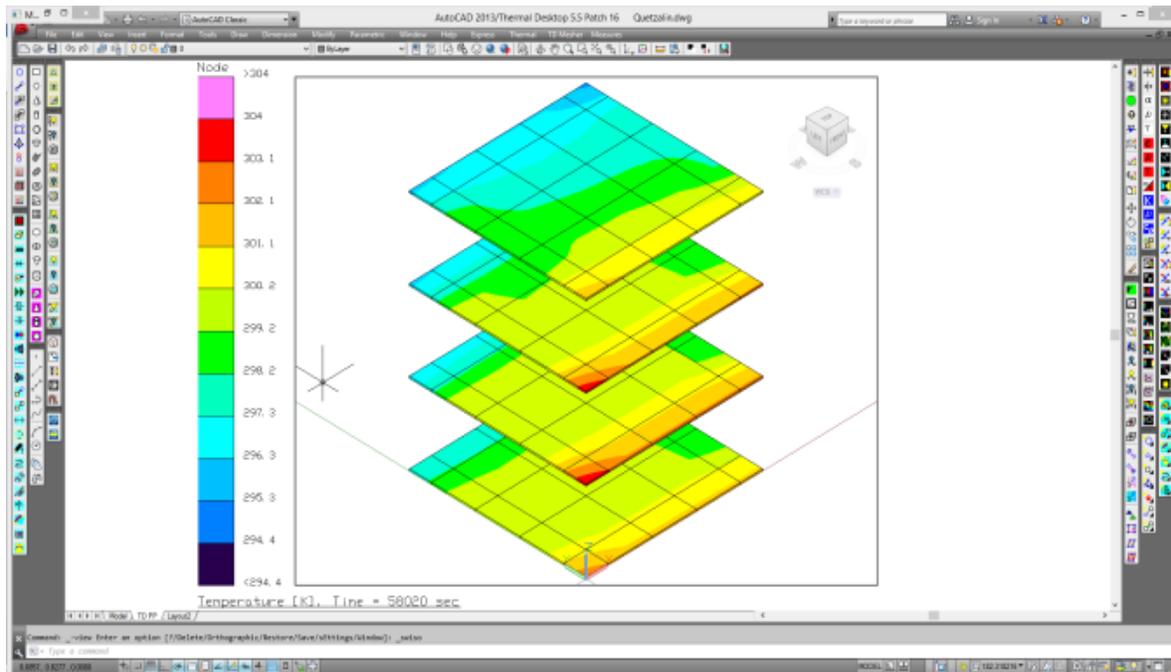


Figura 3.3 Placas. Caso Frío - Sin TC

Rejillas

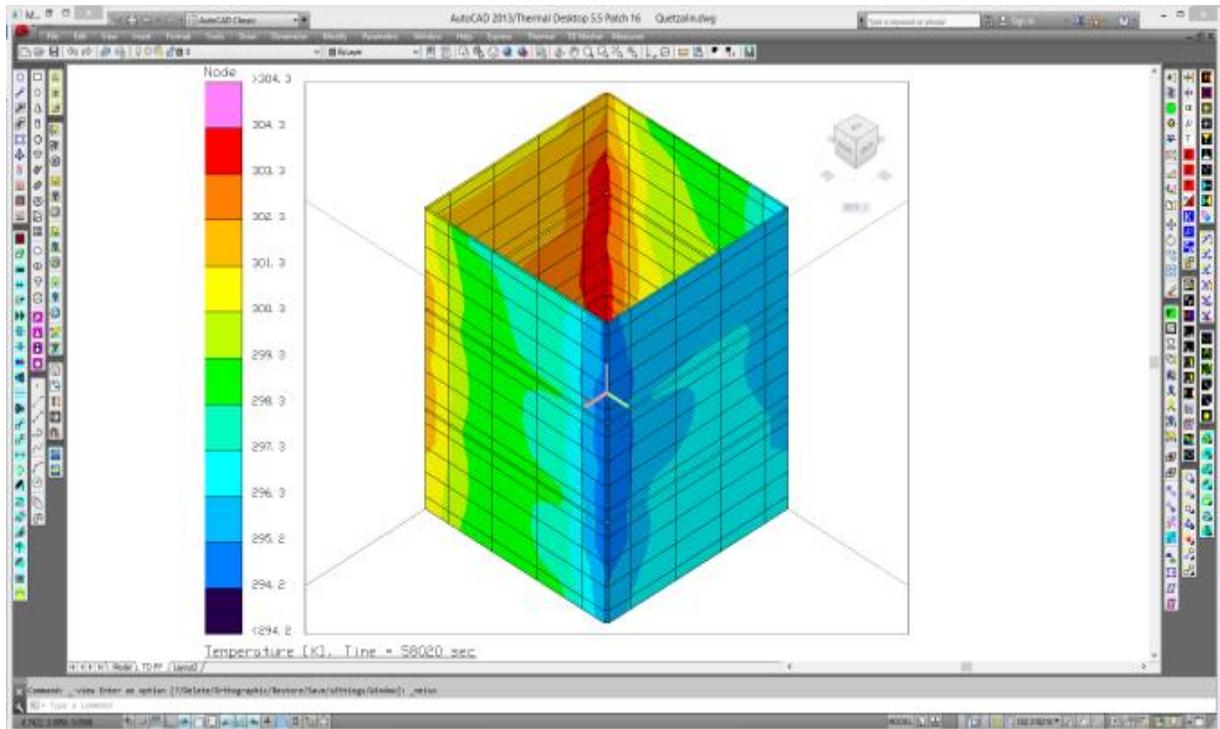
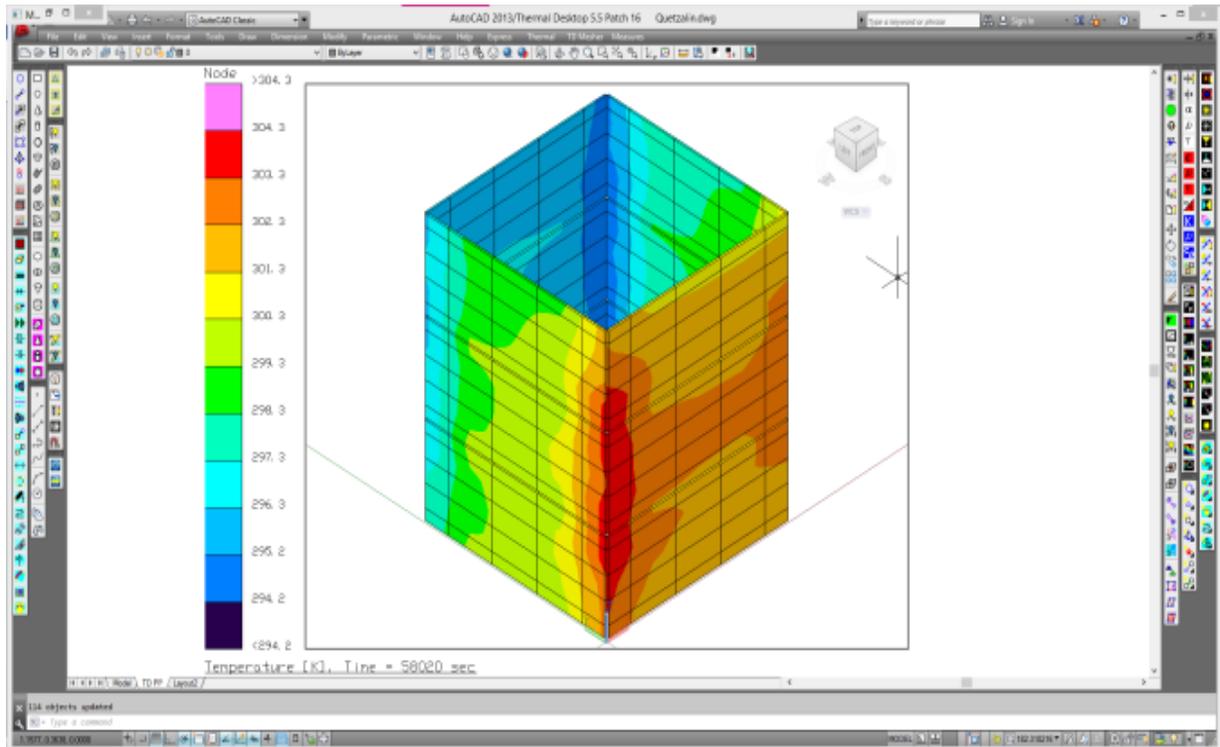


Figura 3.4 Rejillas. Caso Frío - Sin TC

Cajas

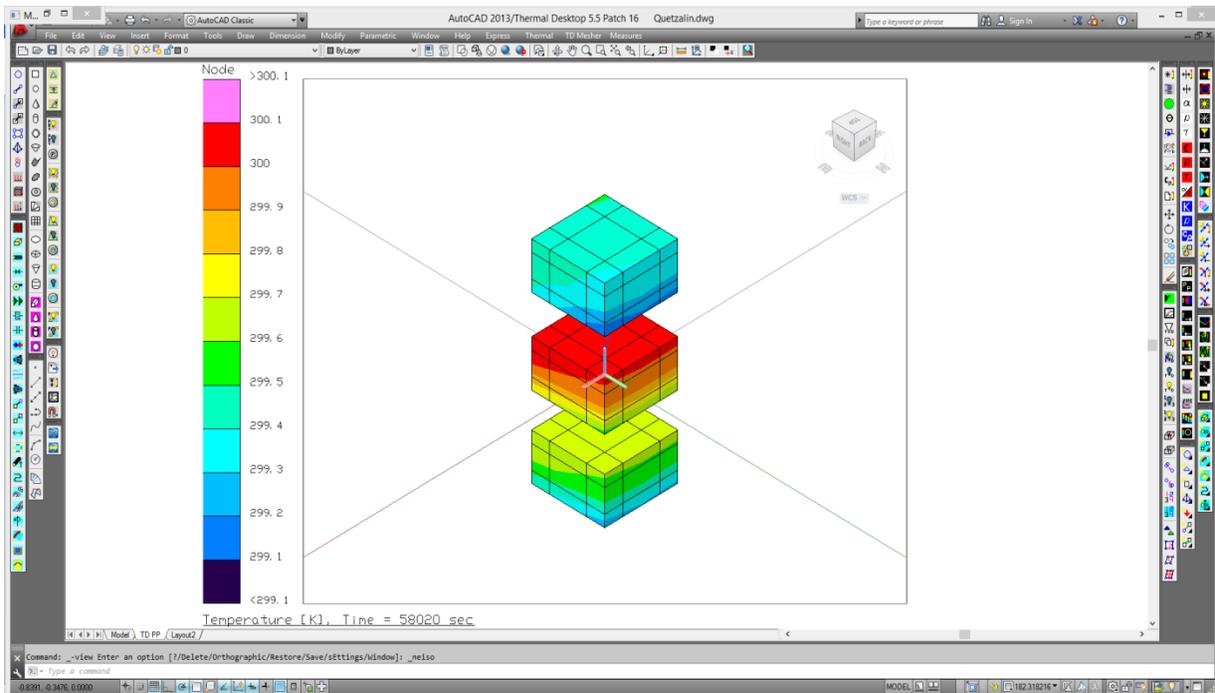
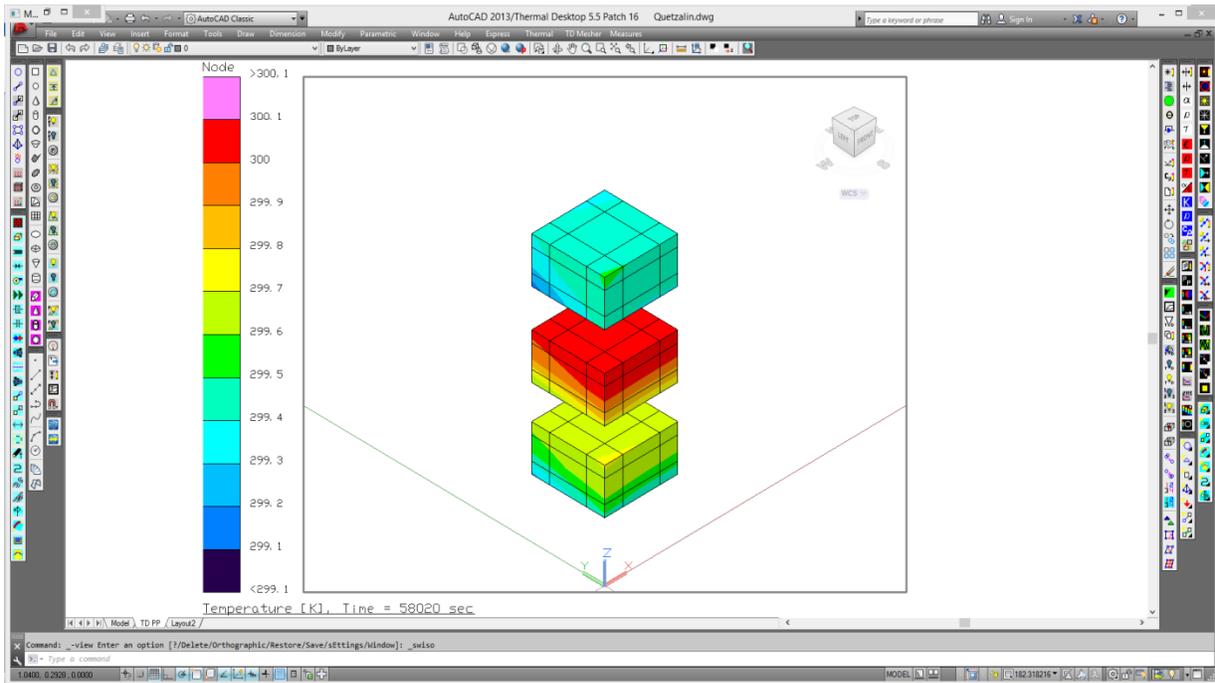


Figura 3.5 Cajas. Caso Frío - Sin TC

Ángulos

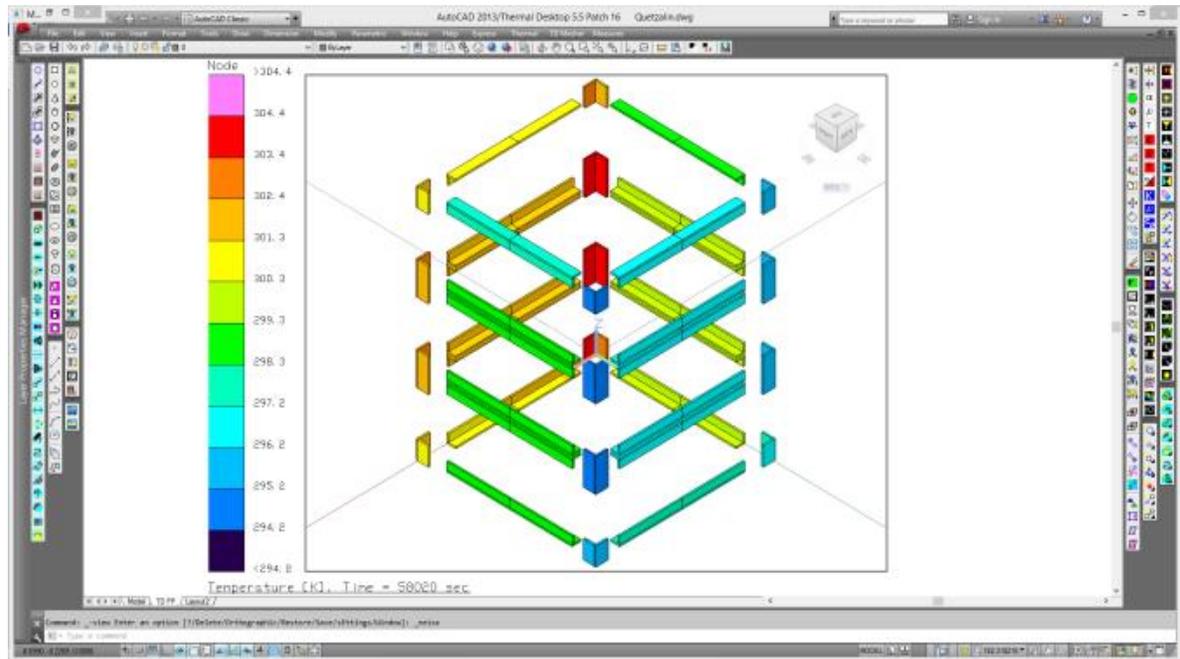
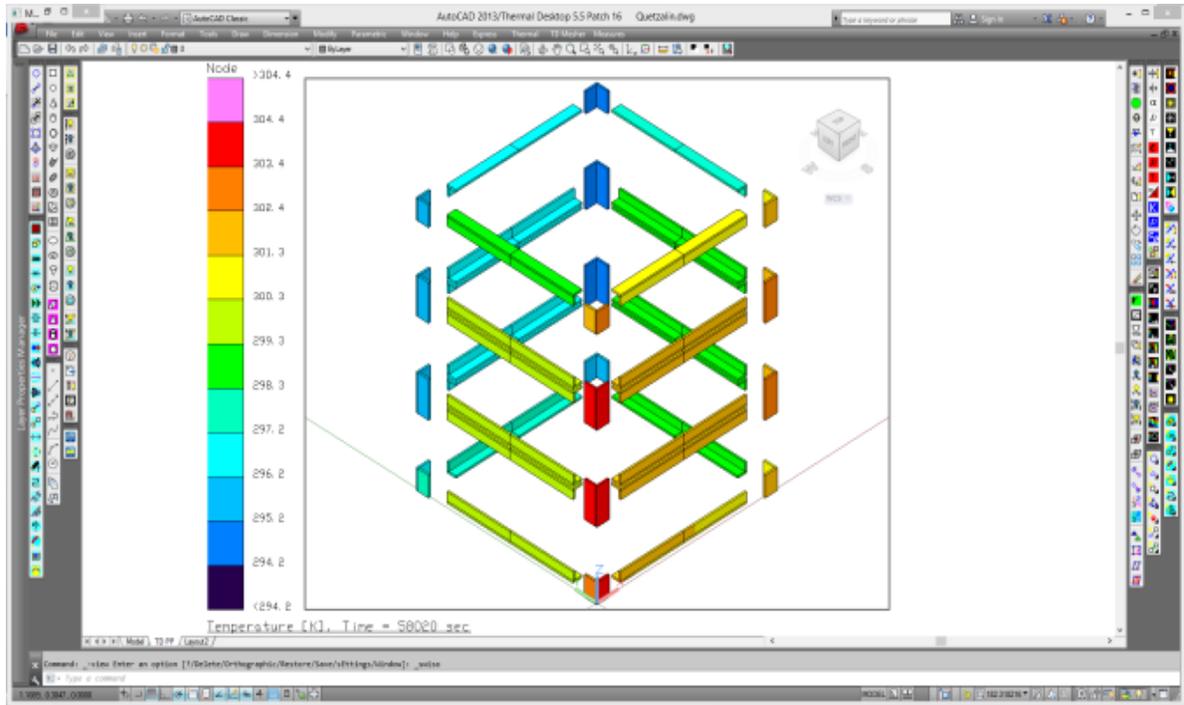


Figura 3.6 Ángulos. Caso Frío - Sin TC

3.3.2 Gráficas T vs t . Caso Extremo Frío – Sin Control Térmico

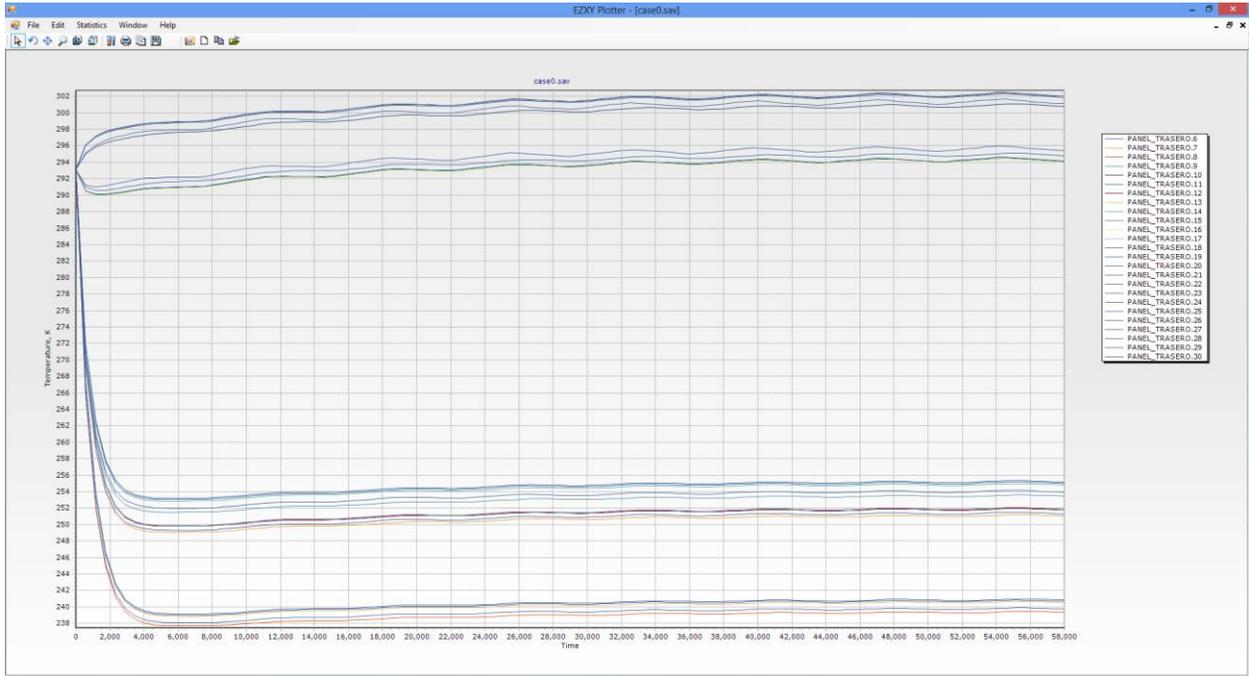
Panel Derecho



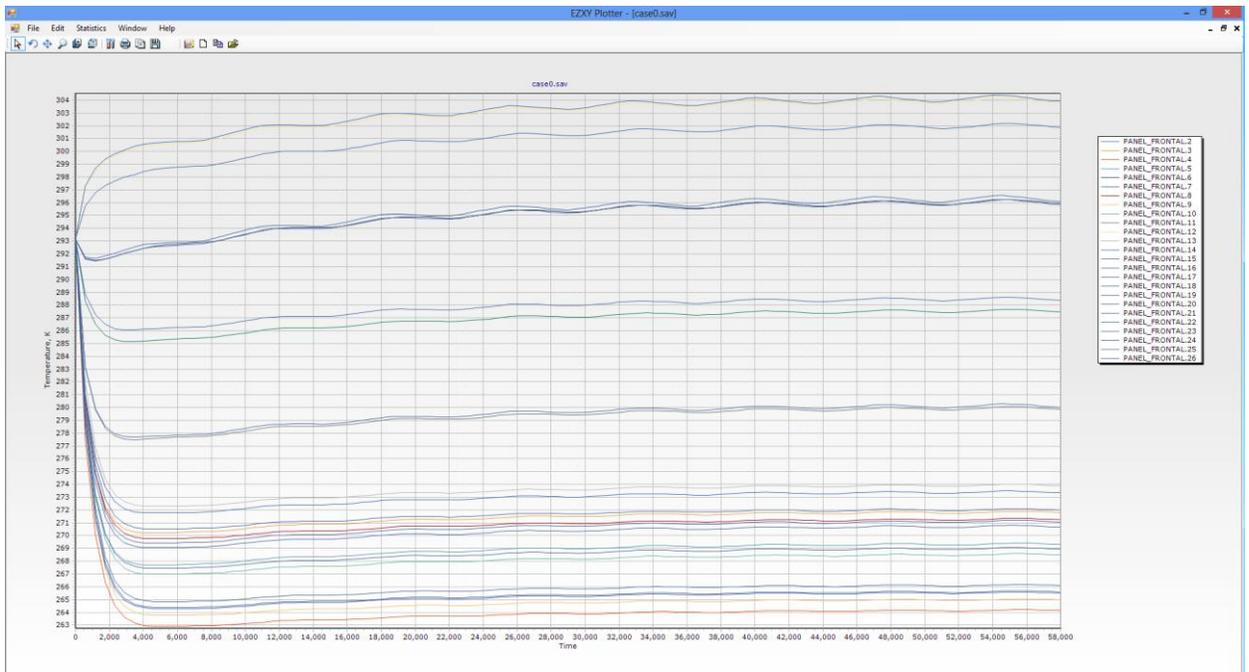
Panel Izquierdo



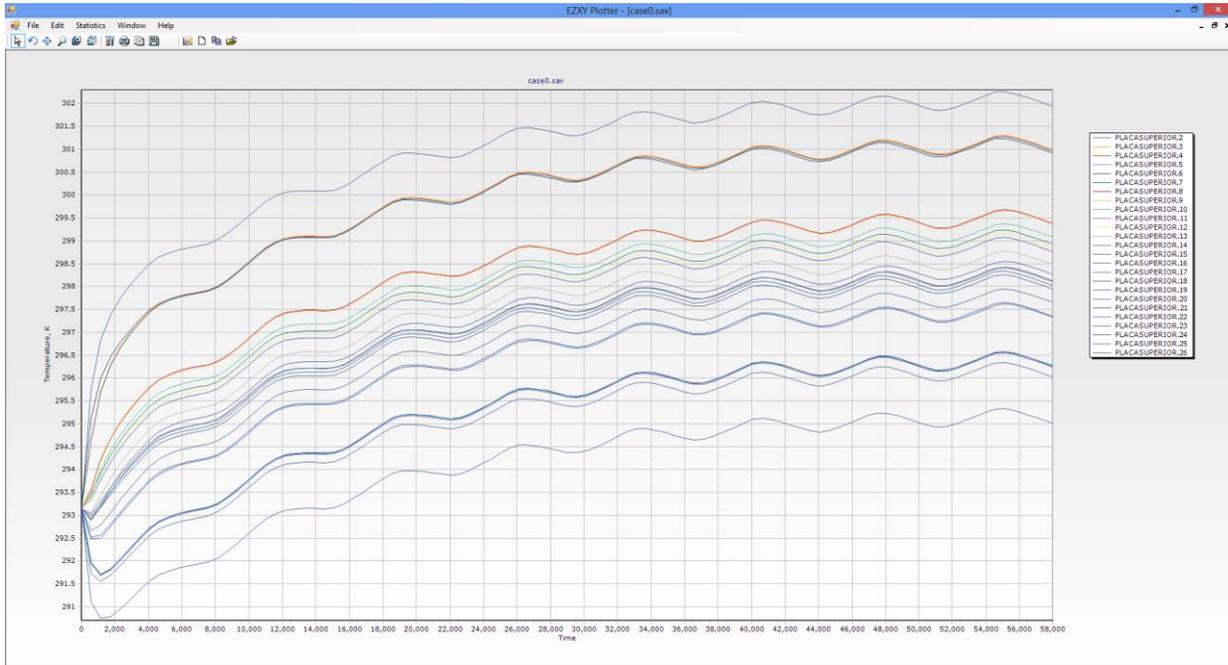
Panel Trasero



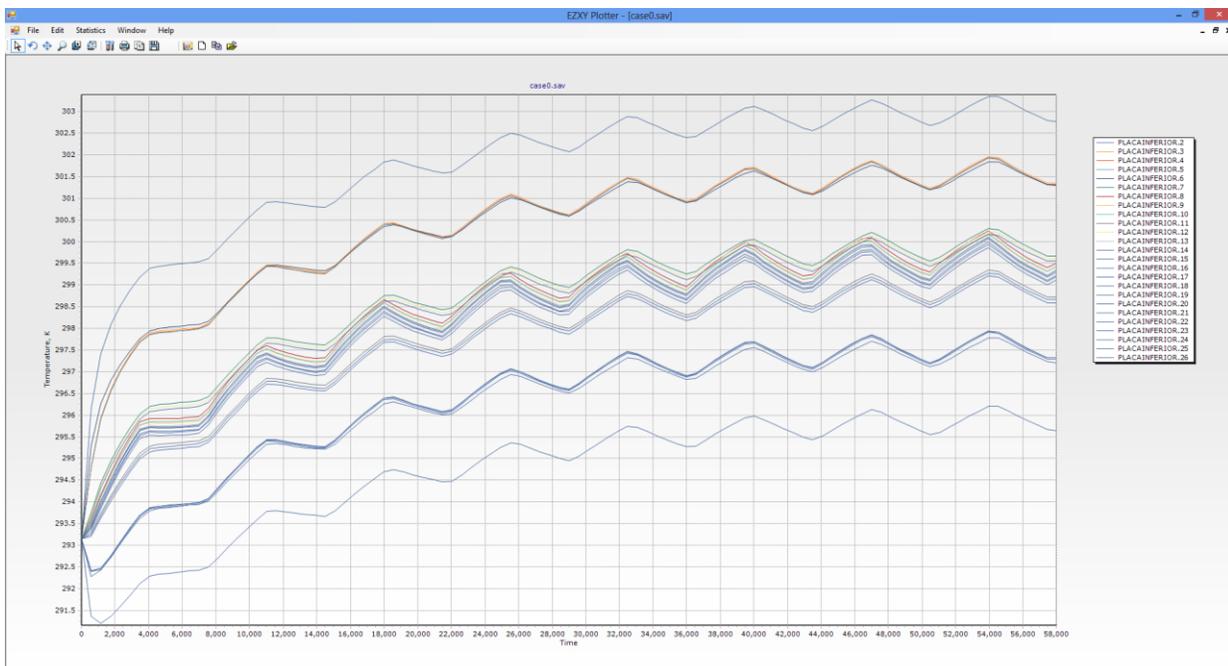
Panel Frontal



Placa Superior



Placa Inferior



CASO EXTREMO CALIENTE

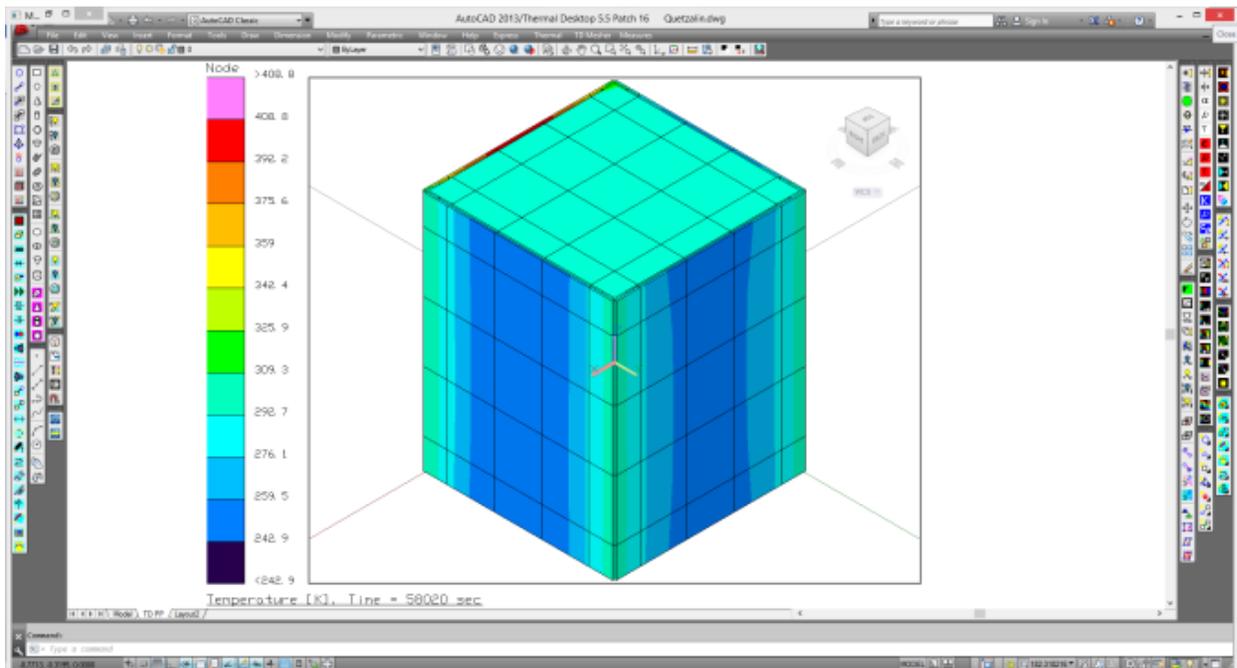
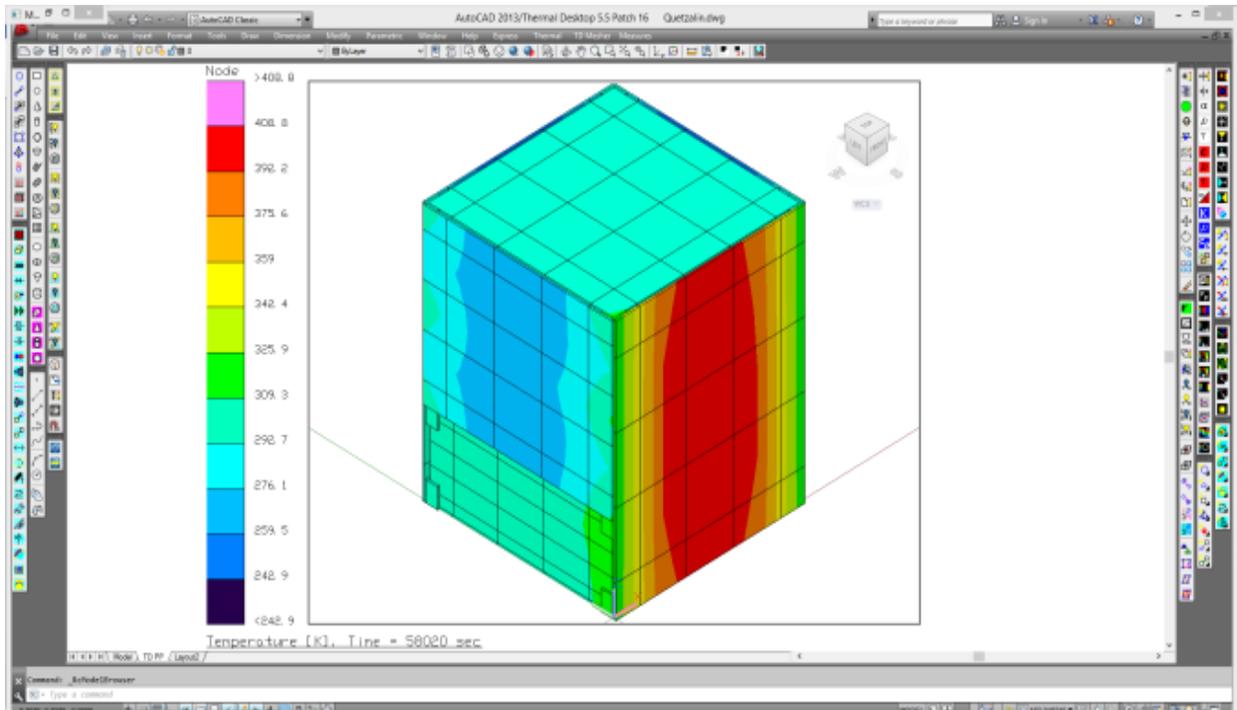


Figura 3.7 Vista completa. Caso Caliente - Sin TC

Paneles solares

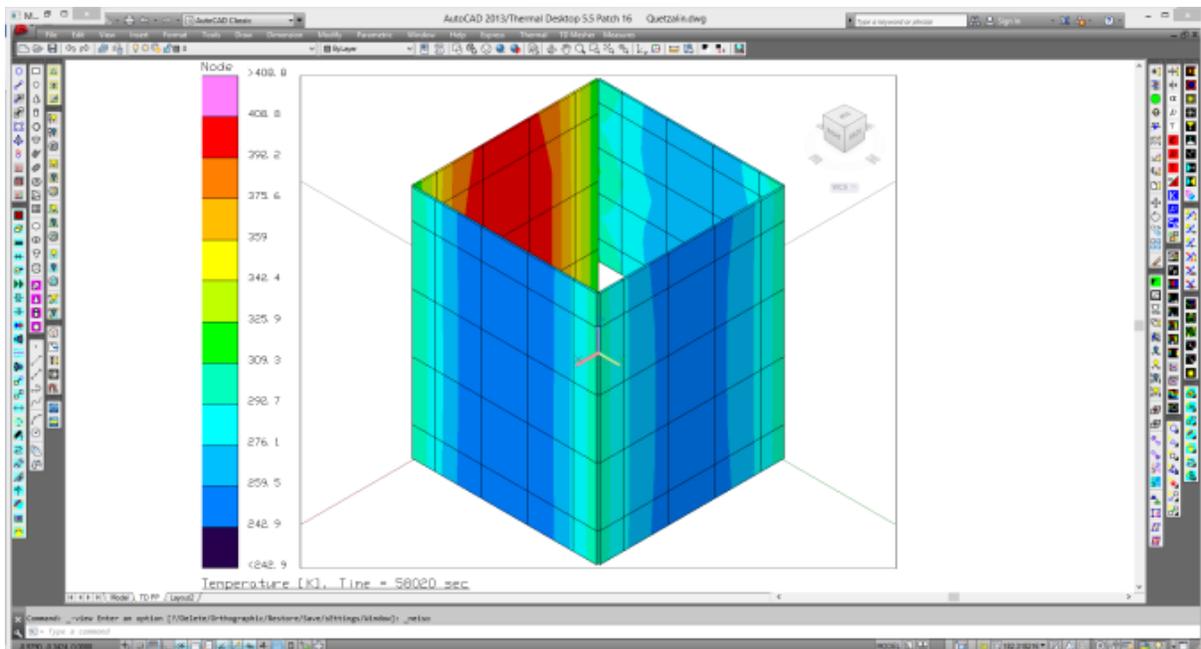
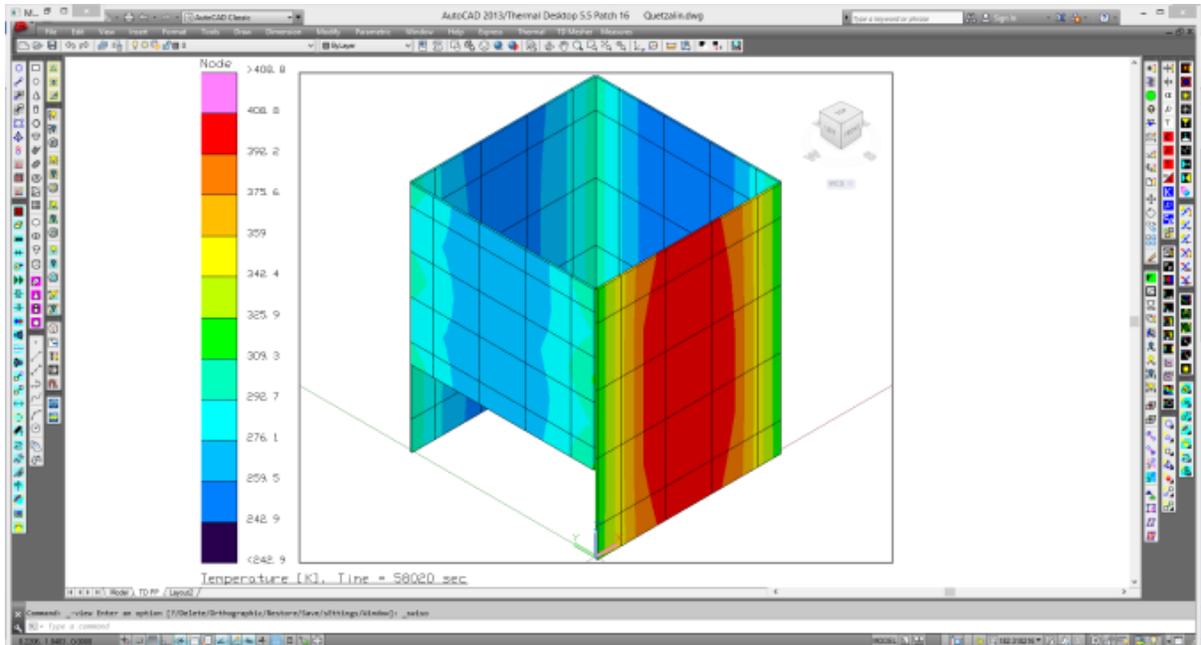


Figura 3.8 Paneles solares. Caso Caliente - Sin TC

Placas

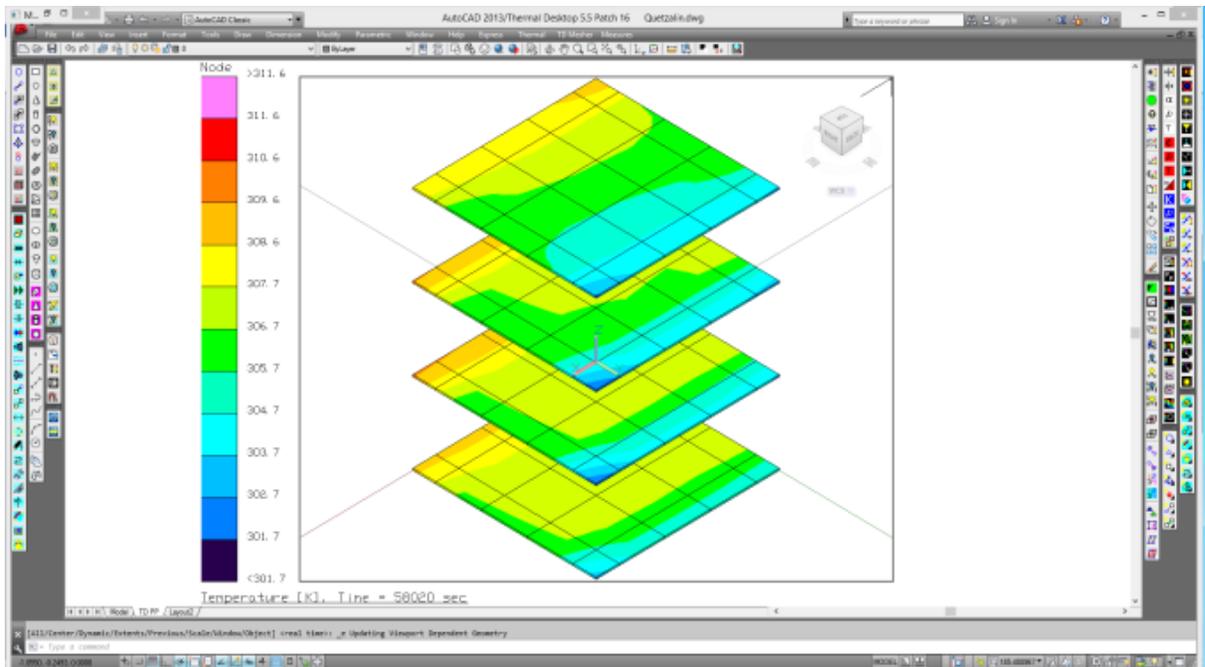
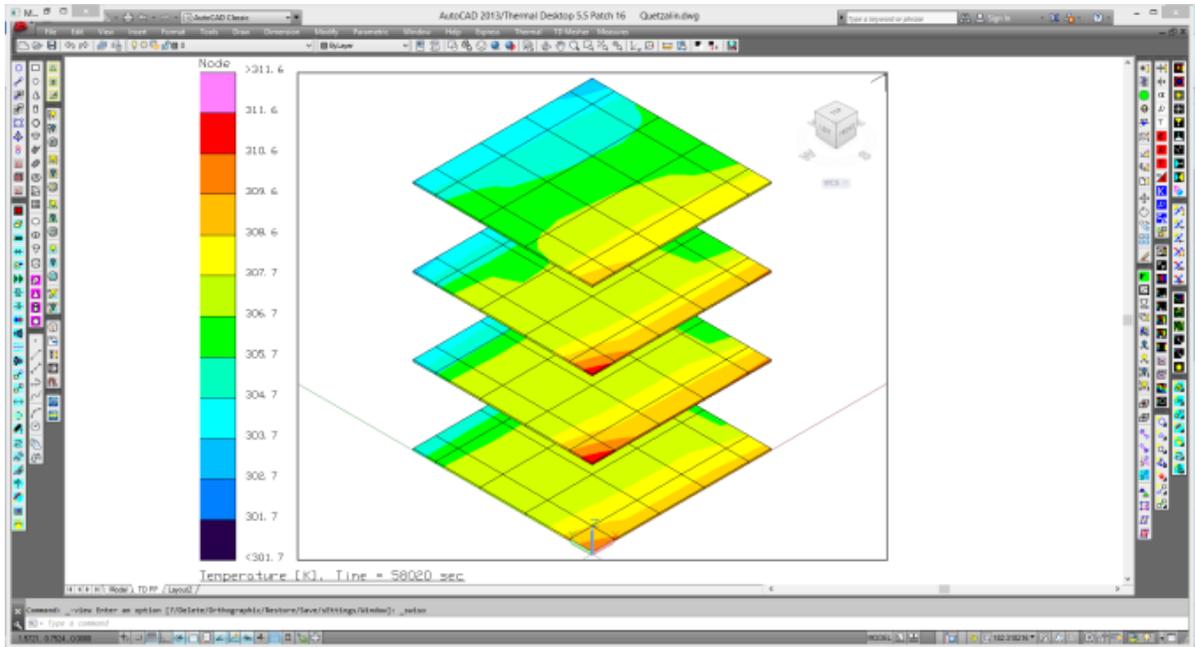


Figura 3.9 Placas. Caso Caliente - Sin TC

Rejillas

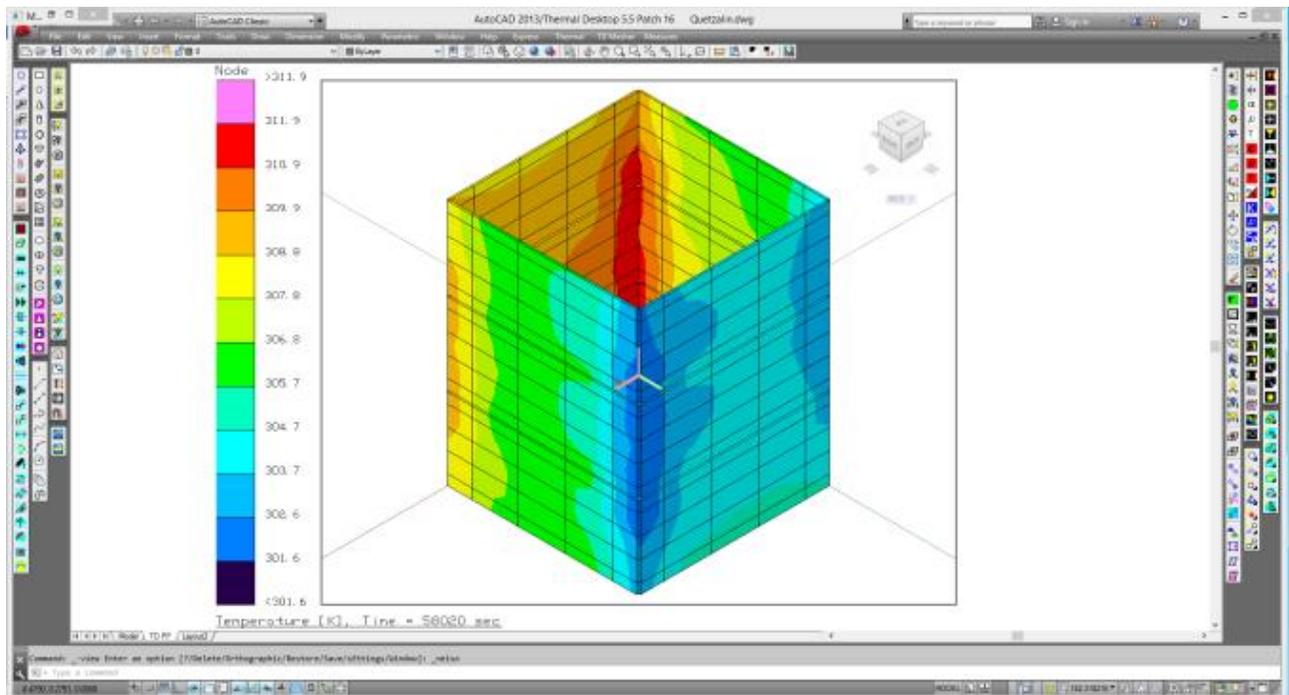
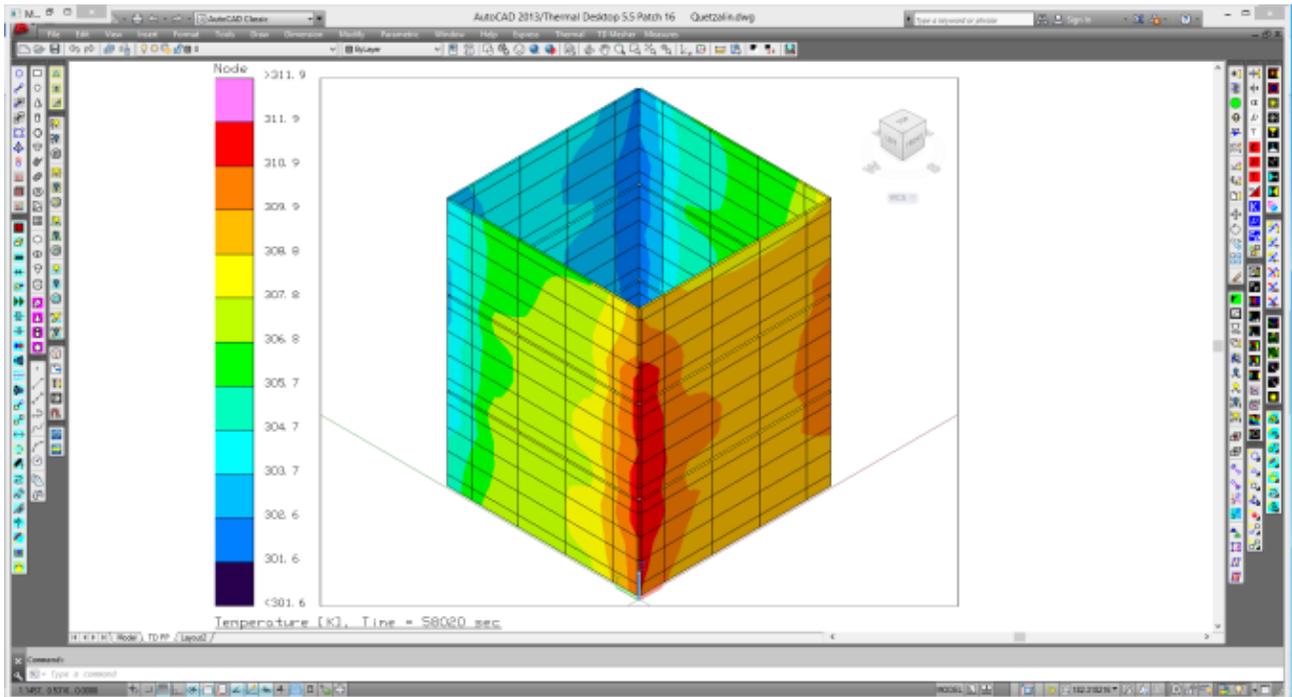


Figura 3.10 Rejillas. Caso Caliente - Sin TC

Cajas

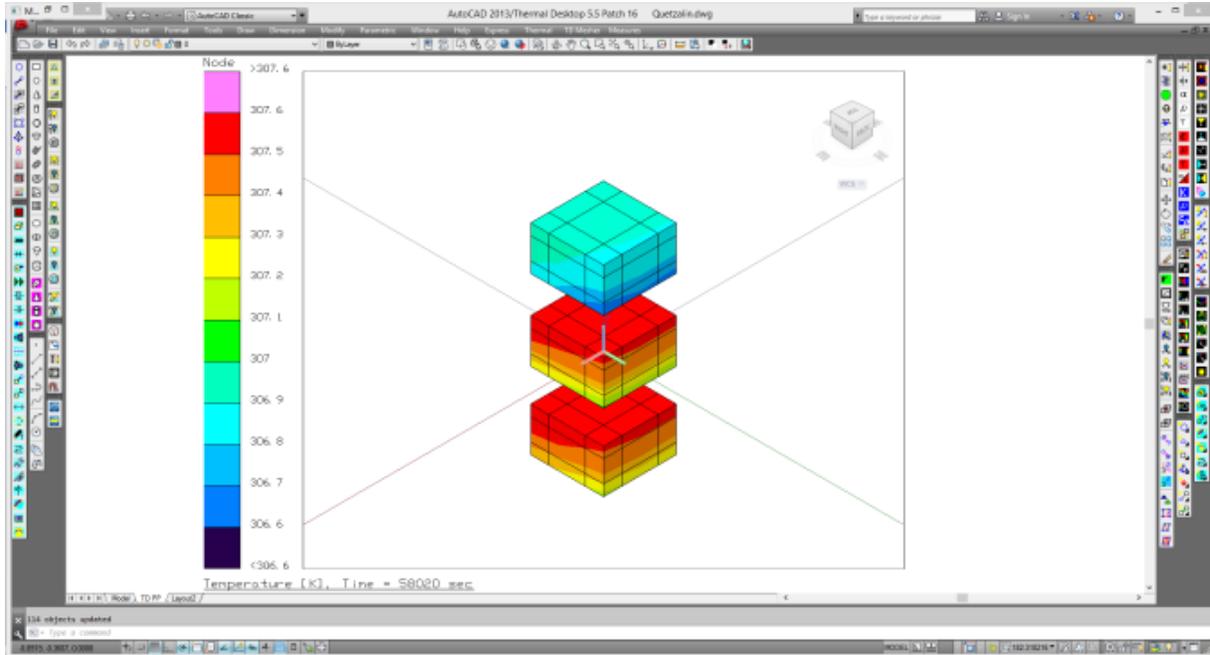
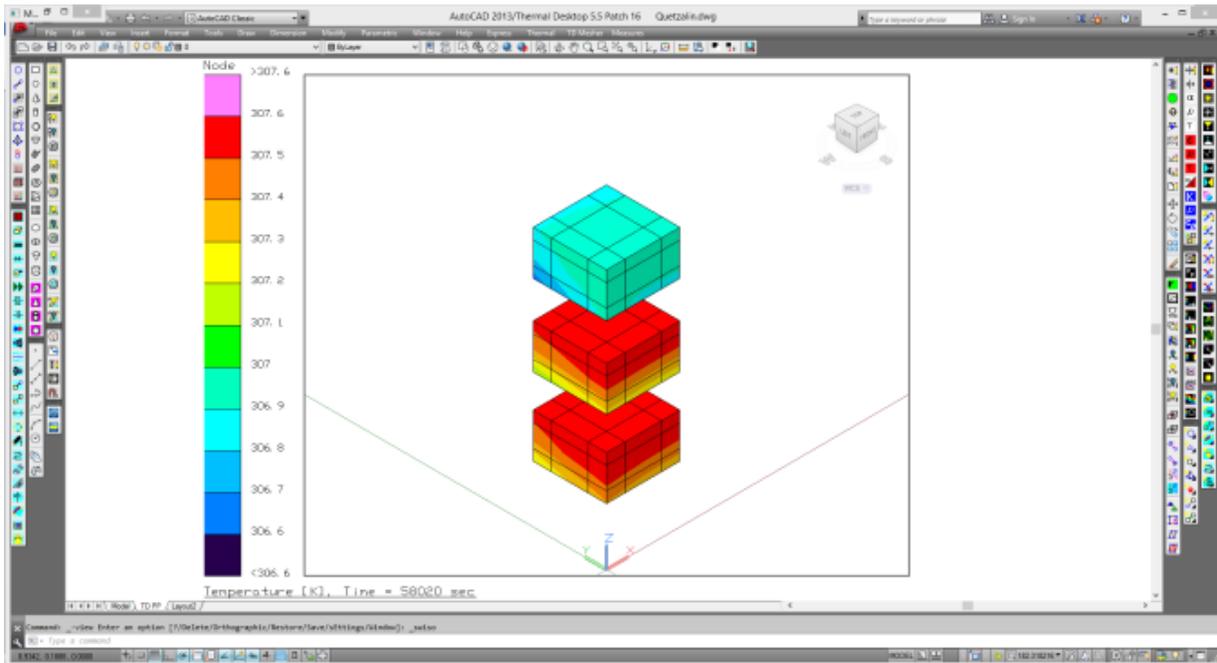


Figura 3.11 Cajas. Caso Caliente - Sin TC

Ángulos

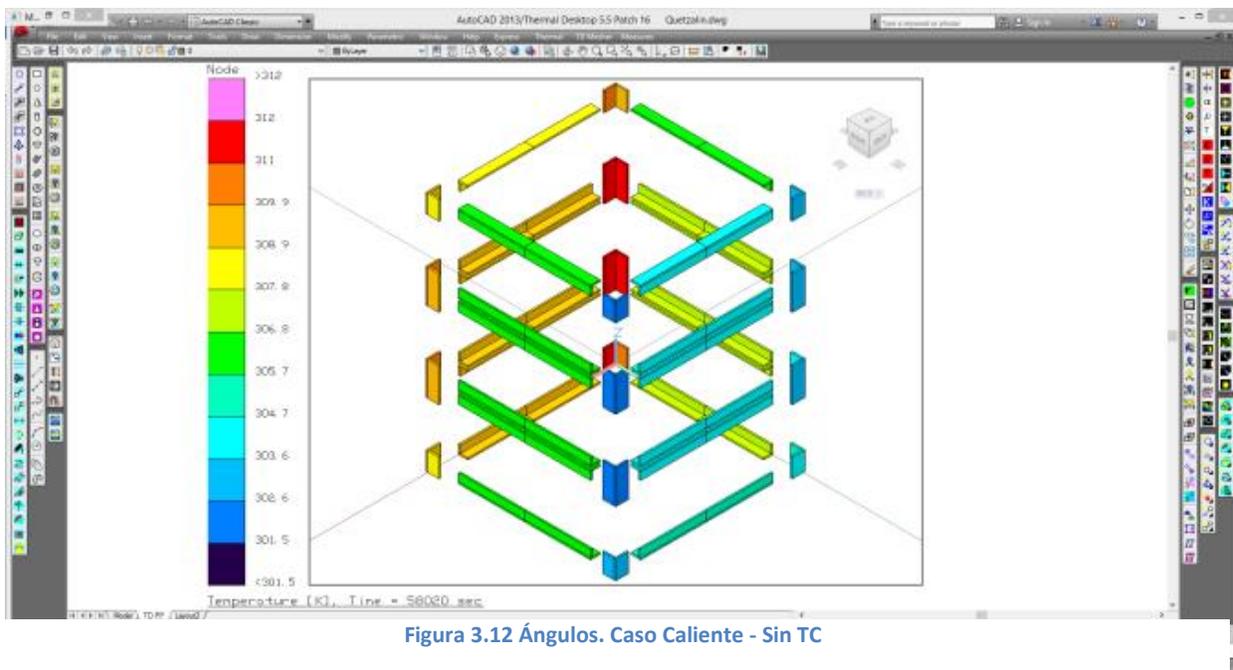
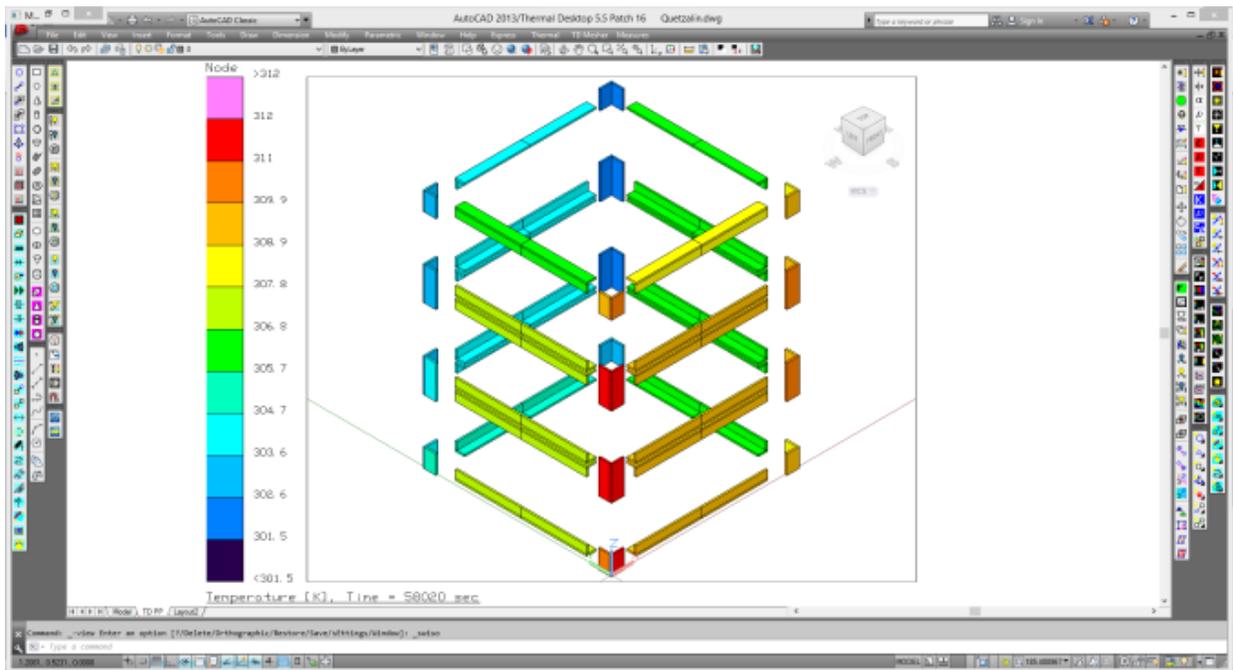
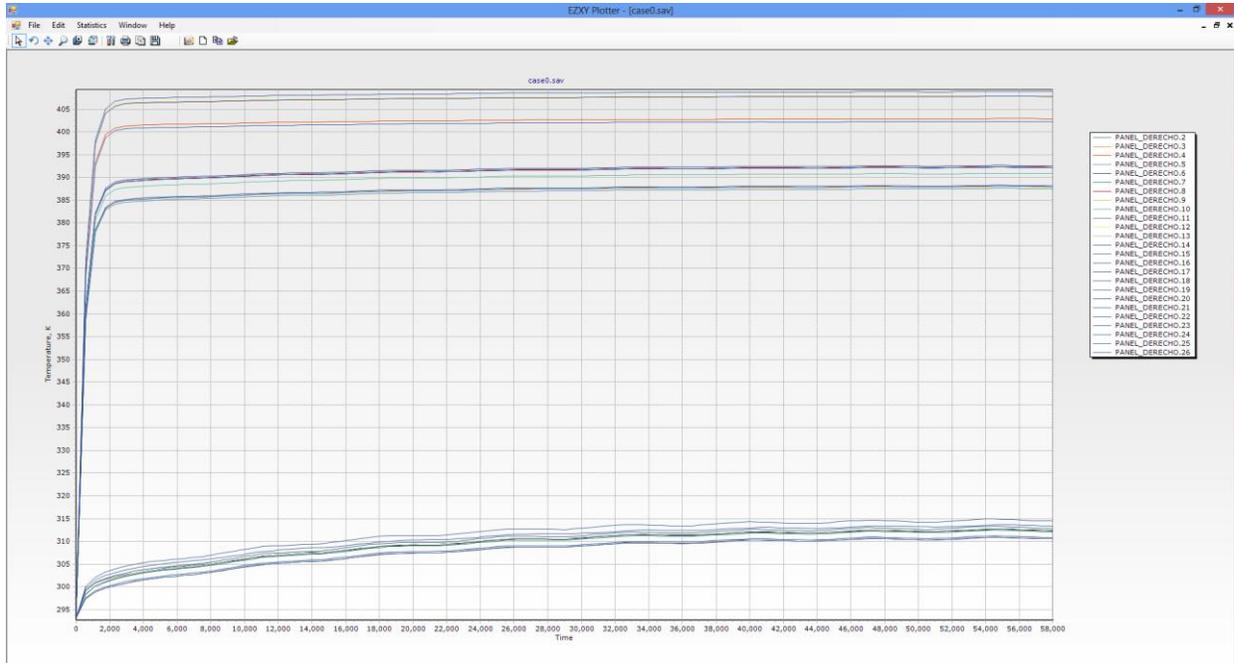


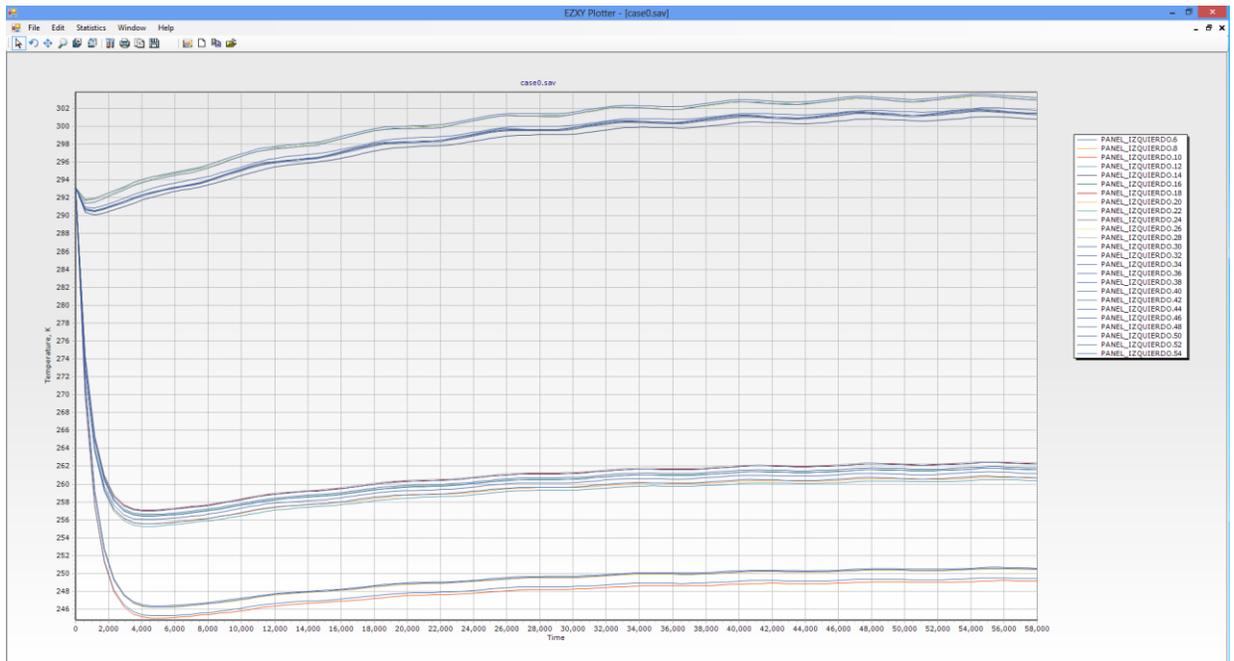
Figura 3.12 Ángulos. Caso Caliente - Sin TC

3.3.3 Gráficas T vs t. Caso Extremo Caliente – Sin Control Térmico

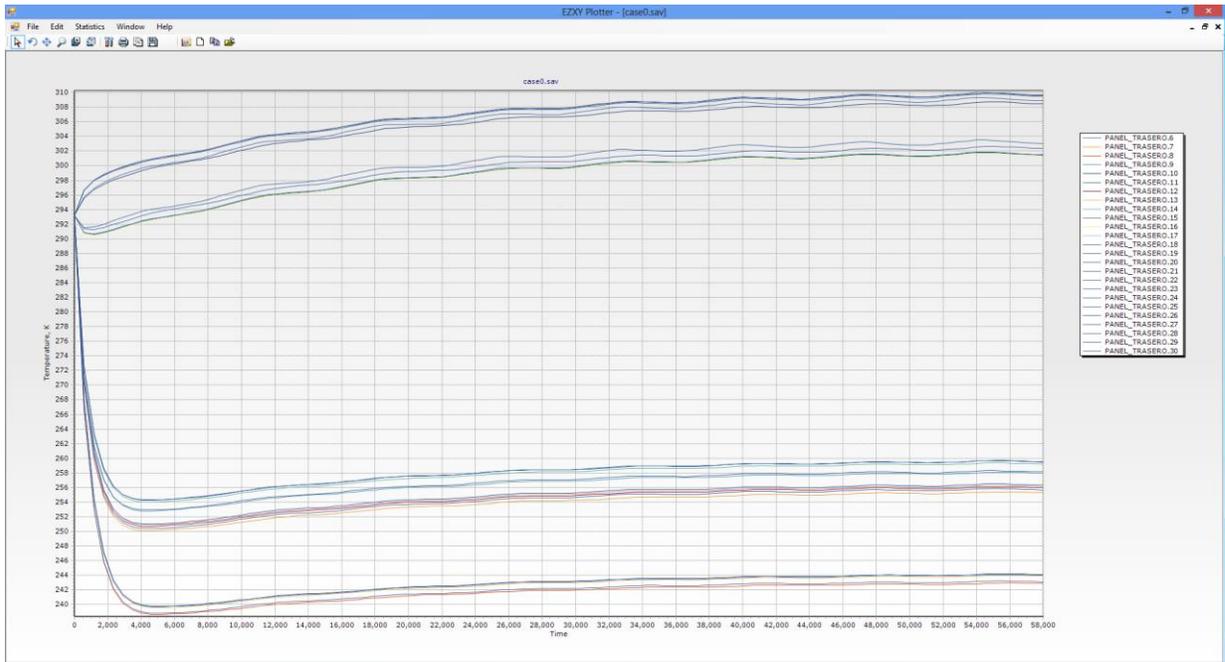
Panel Derecho



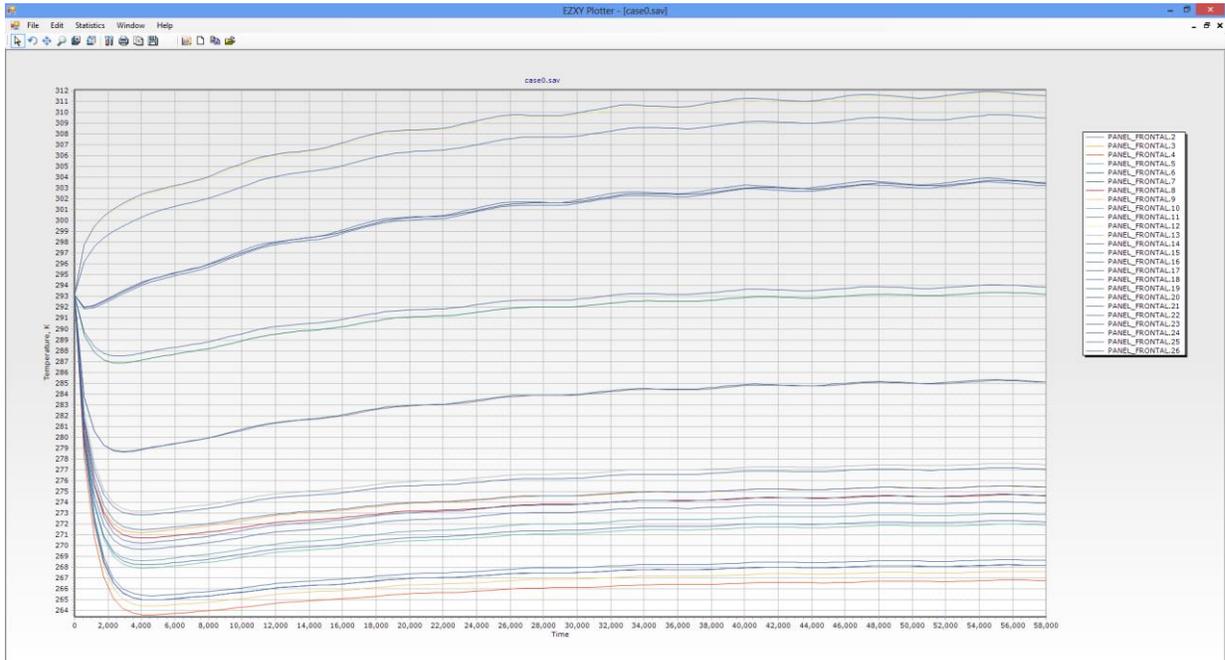
Panel Izquierdo



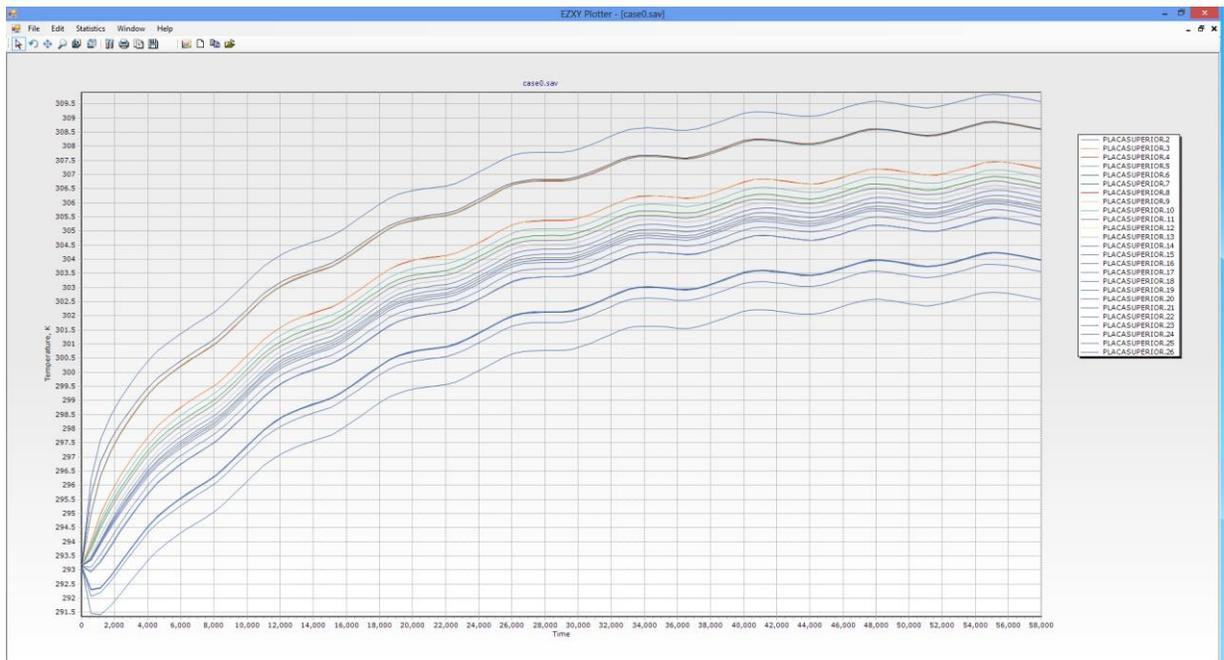
Panel Trasero



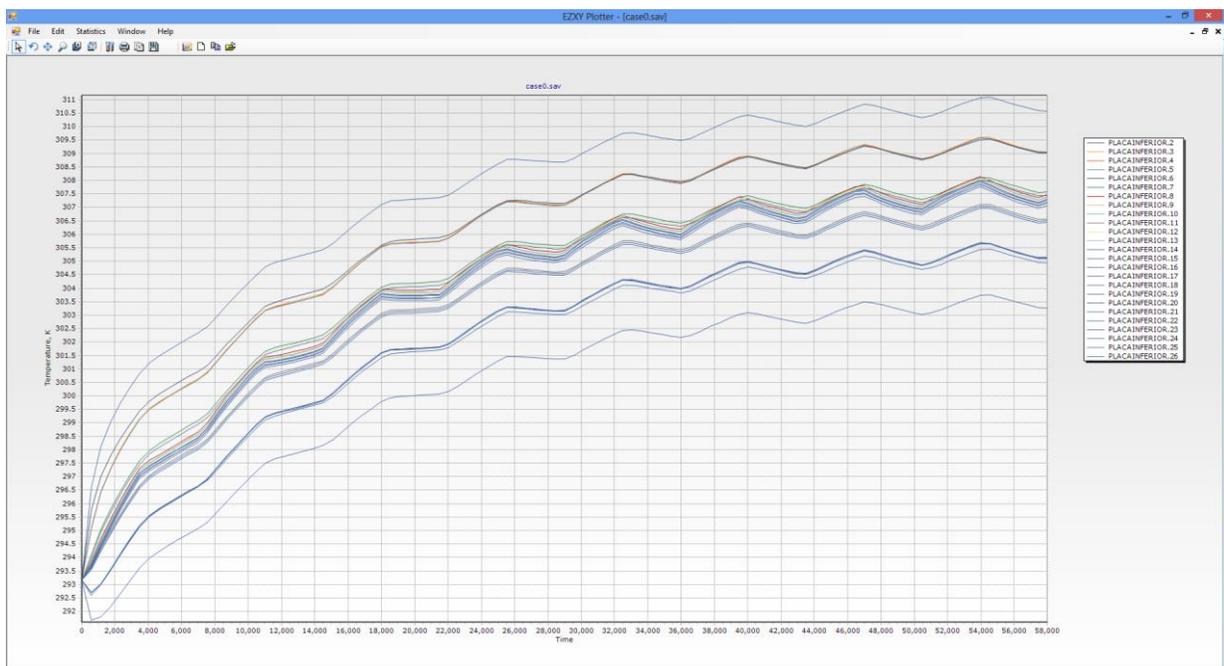
Panel Frontal



Placa Superior



Placa Inferior



3.3.4 Con Control Térmico

Para el análisis CON control térmico, se presentan los resultados obtenidos, para los casos extremos frío y caliente.

CASO EXTREMO FRÍO

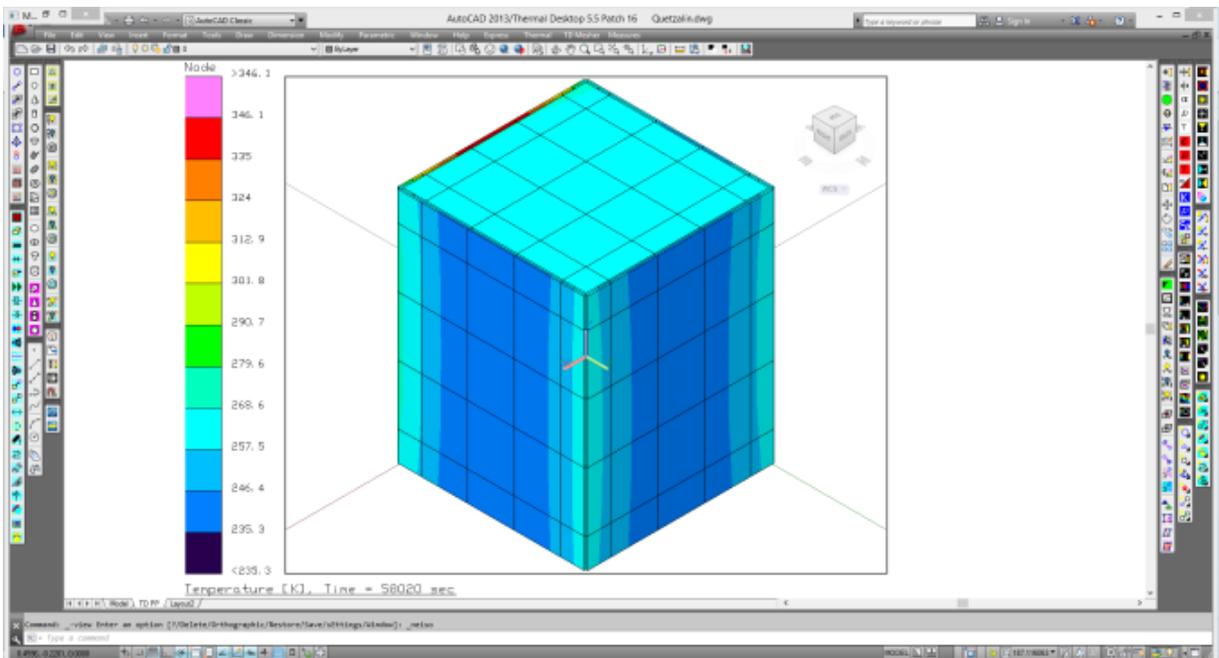
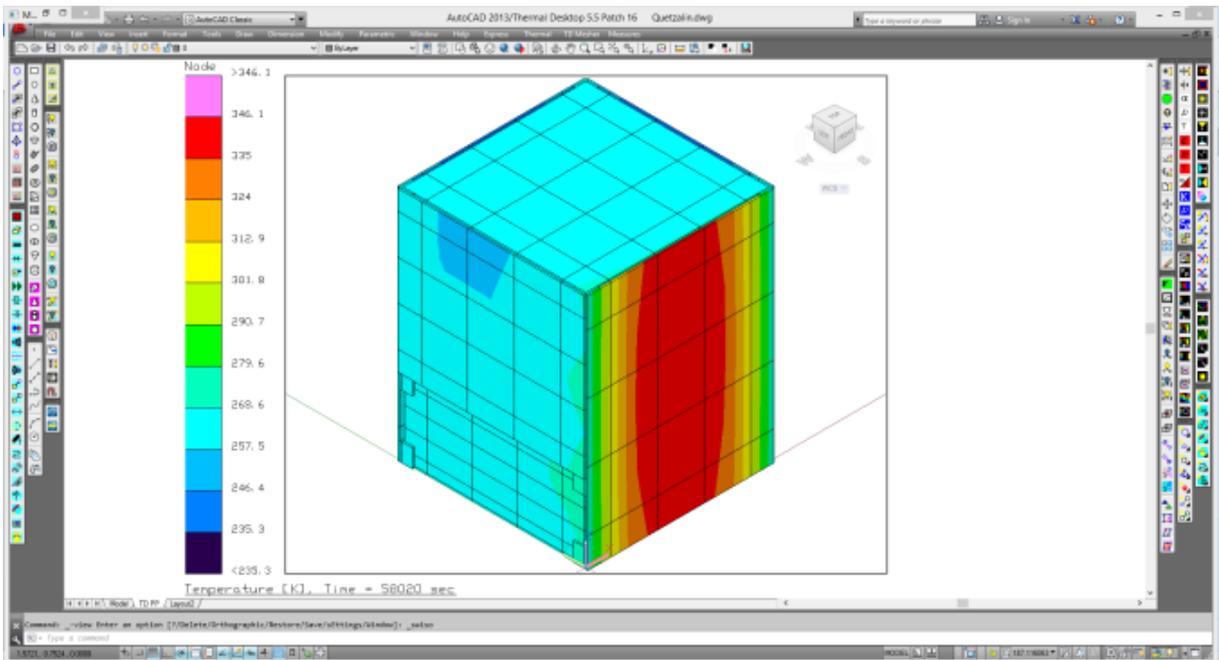


Figura 3.13 Vista completa. Caso Frío - Con TC

Paneles solares

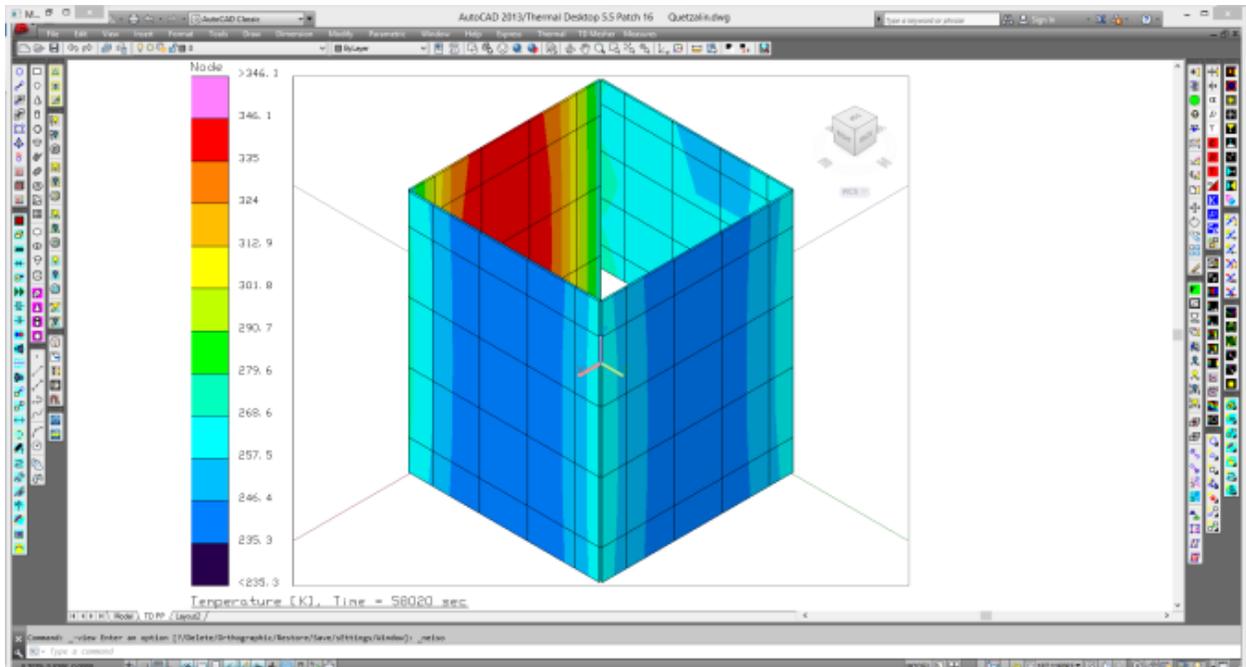
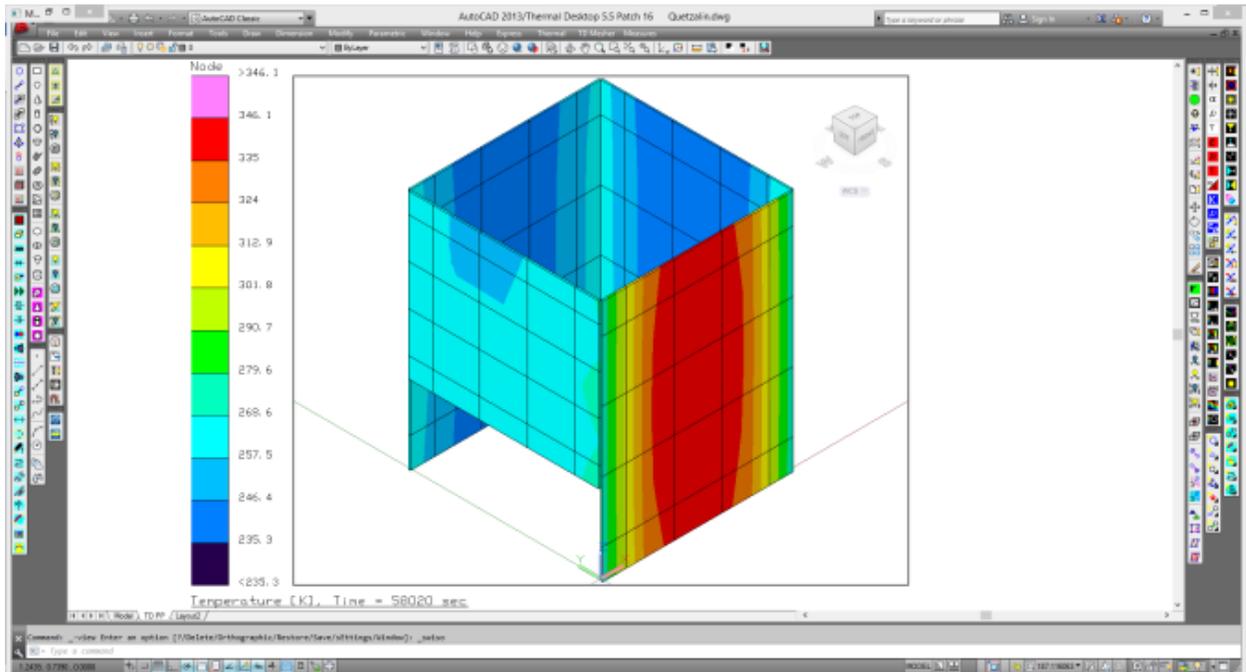


Figura 3.14 Paneles solares. Caso Frío - Con TC

Placas

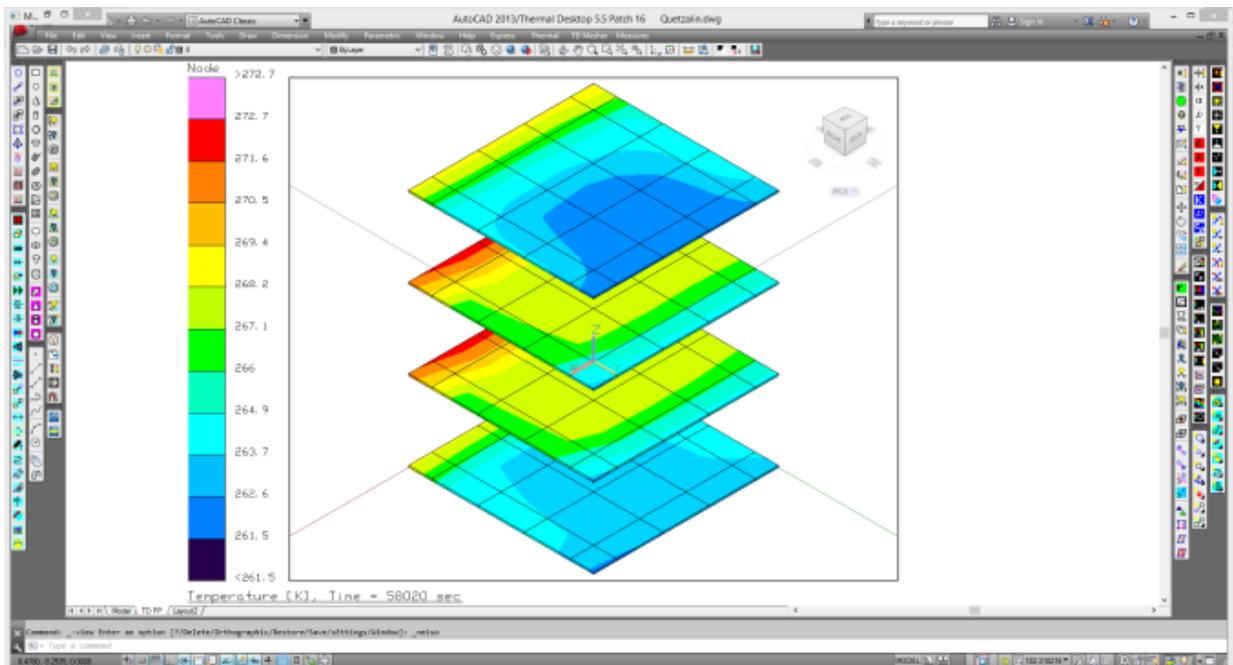
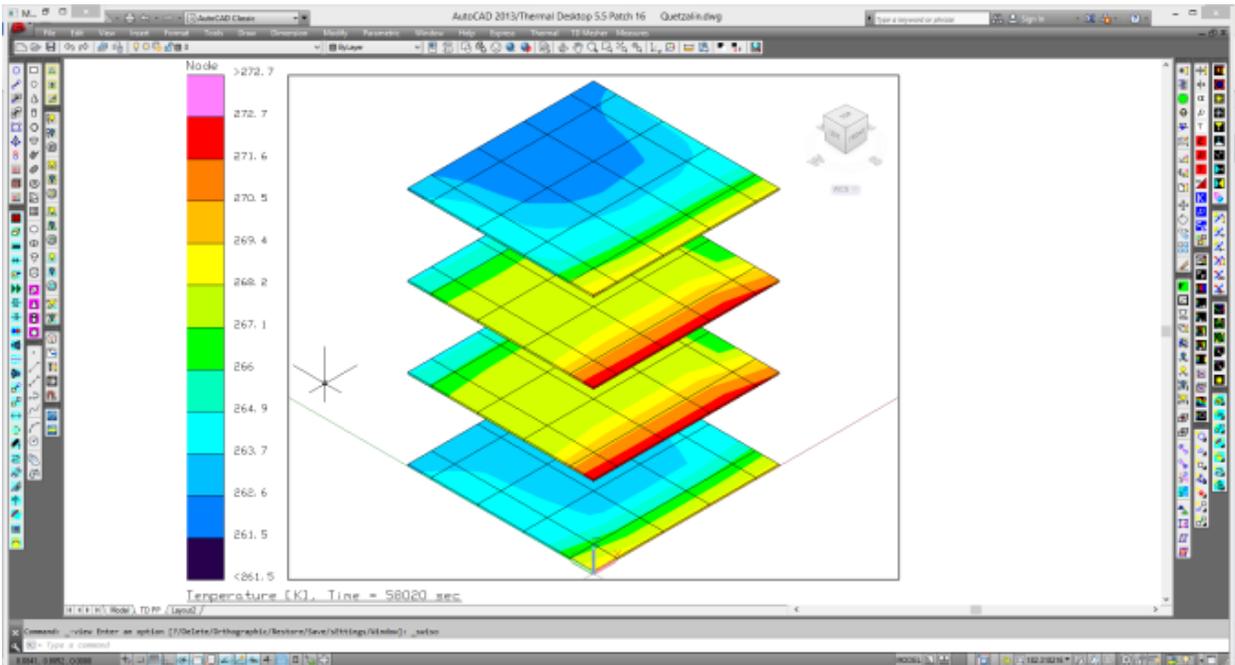


Figura 3.15 Placas. Caso Frío - Con TC

Rejillas

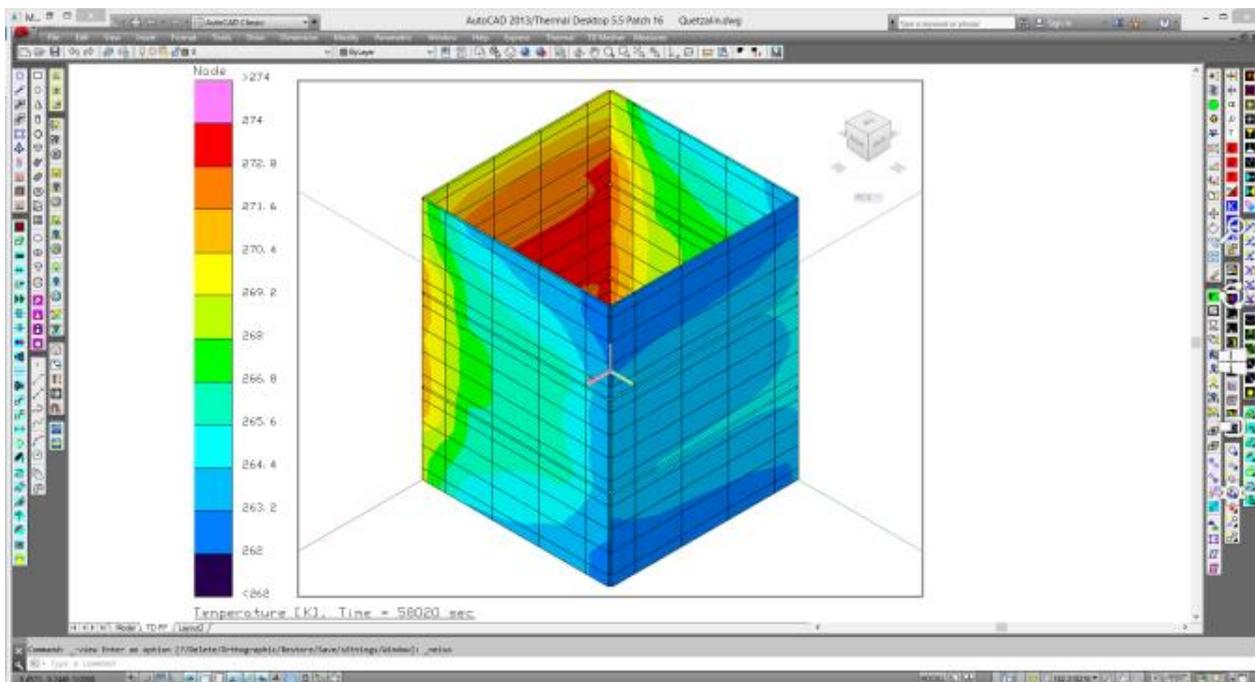
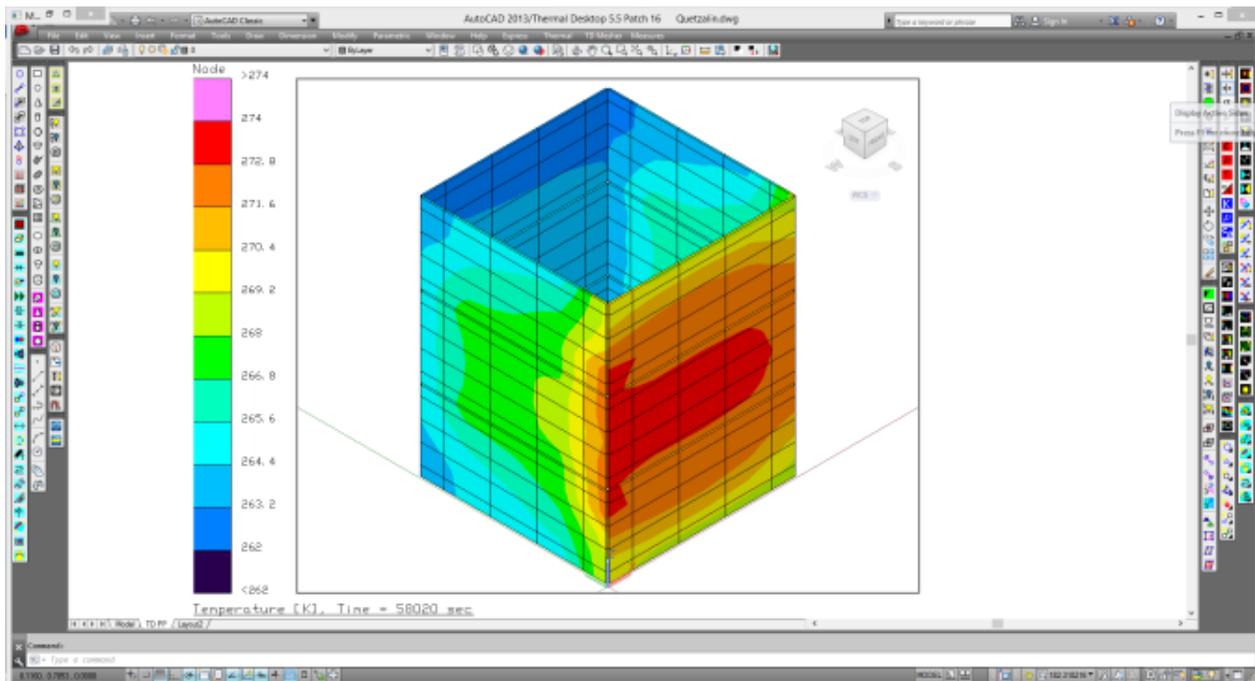


Figura 3.16 Rejillas. Caso Frío - Con TC

Cajas

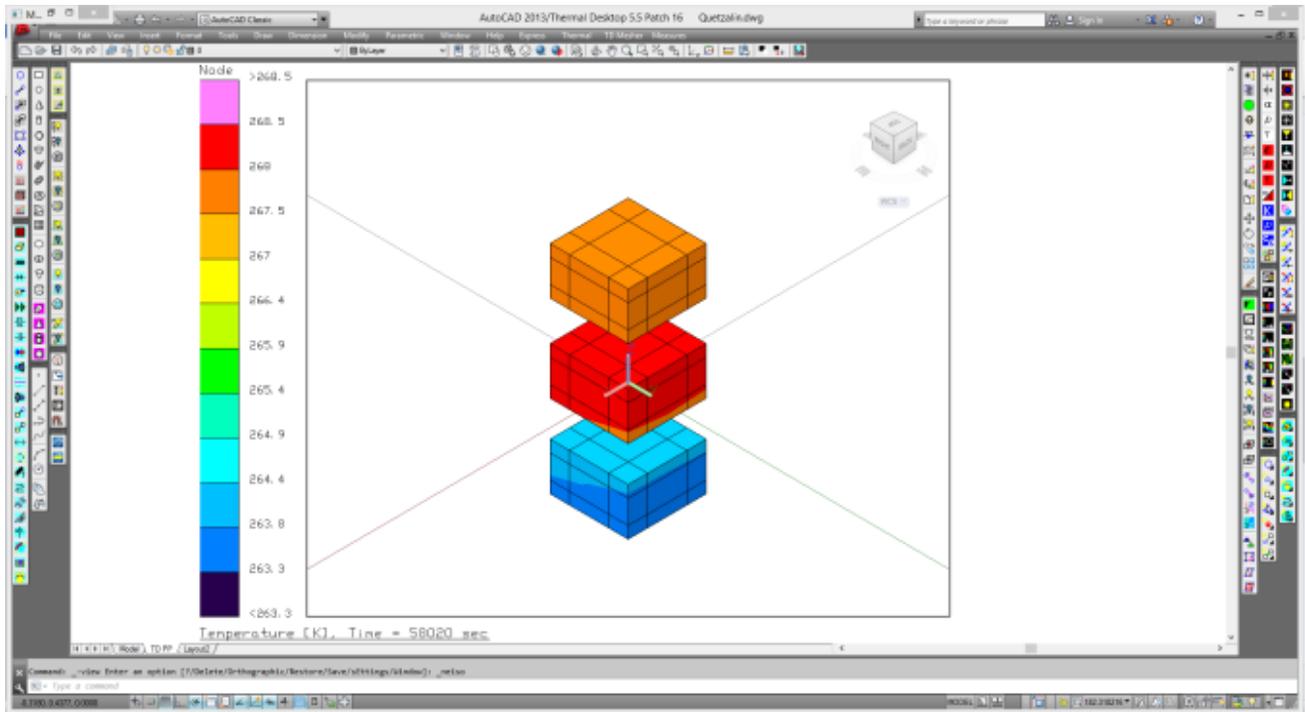
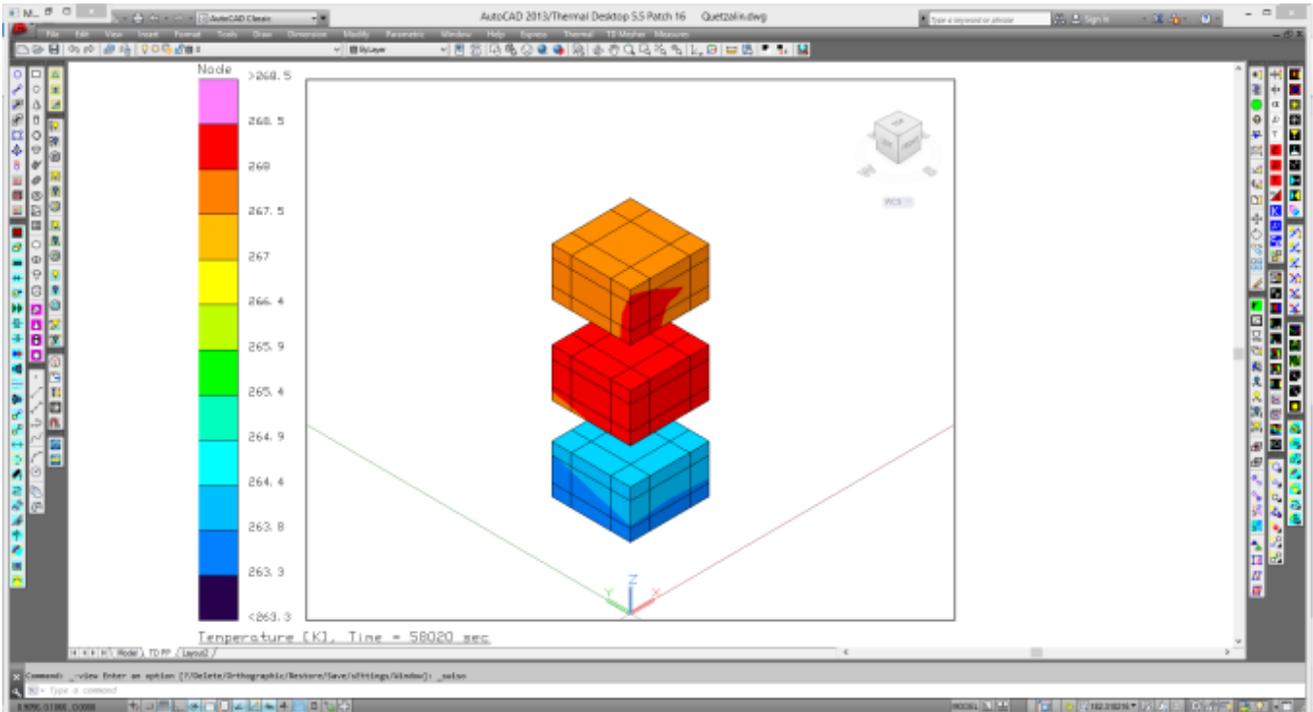


Figura 3.17 Cajas. Caso Frío - Con TC

Vigas

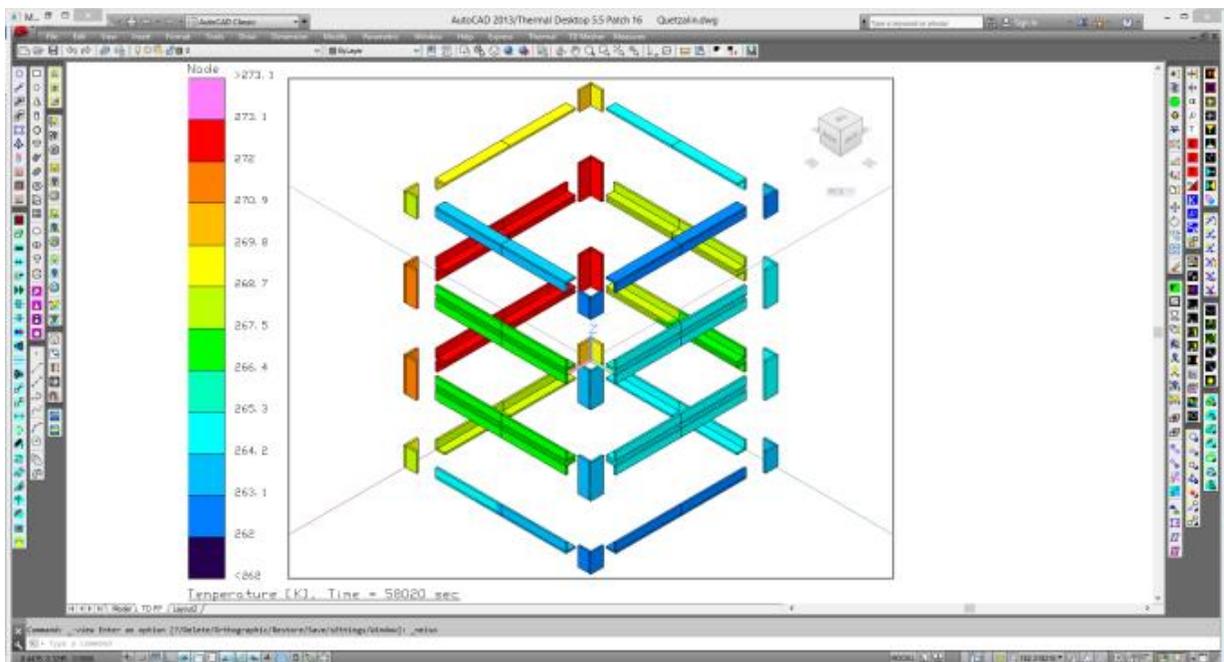
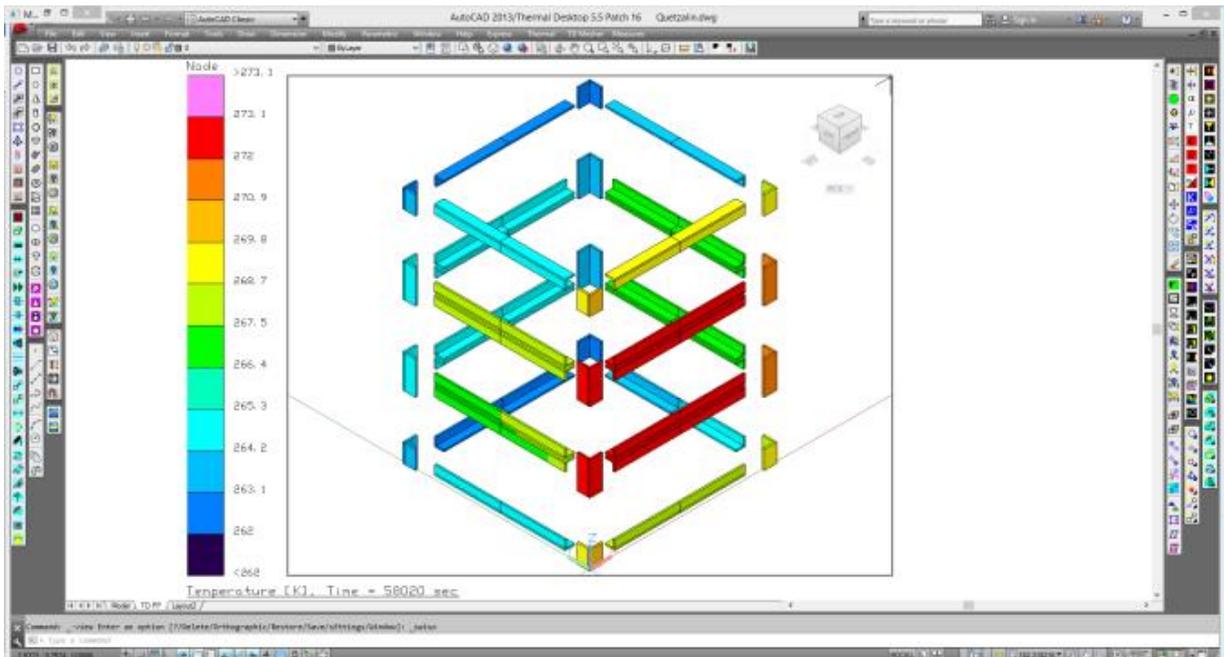
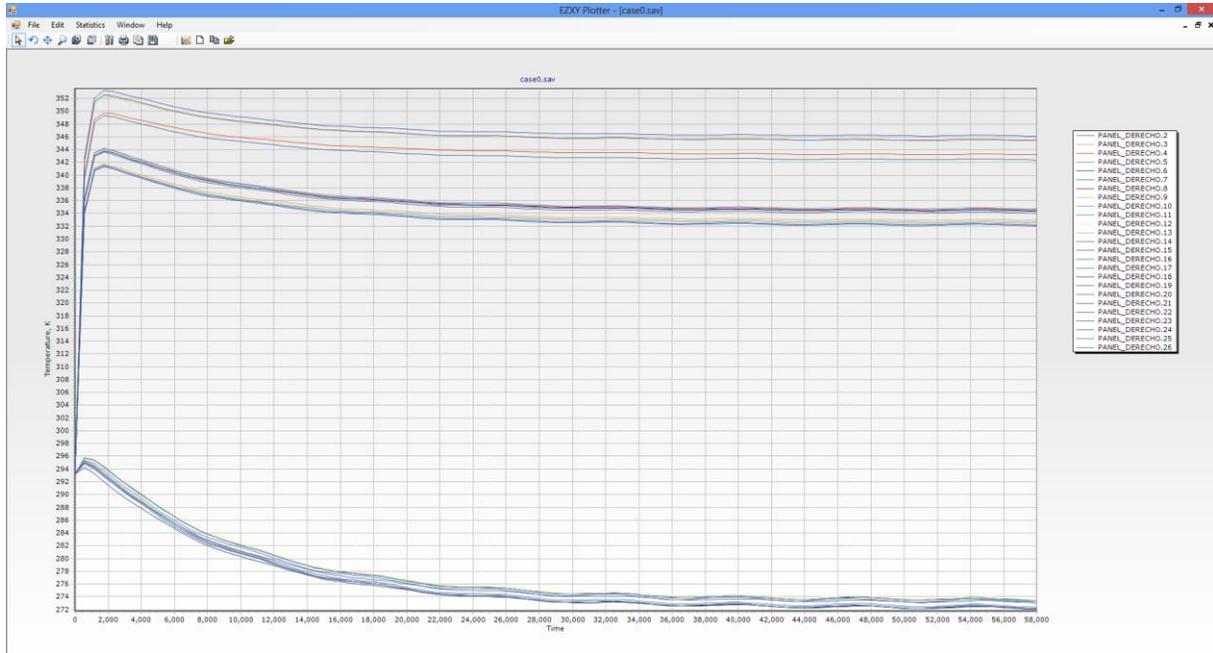


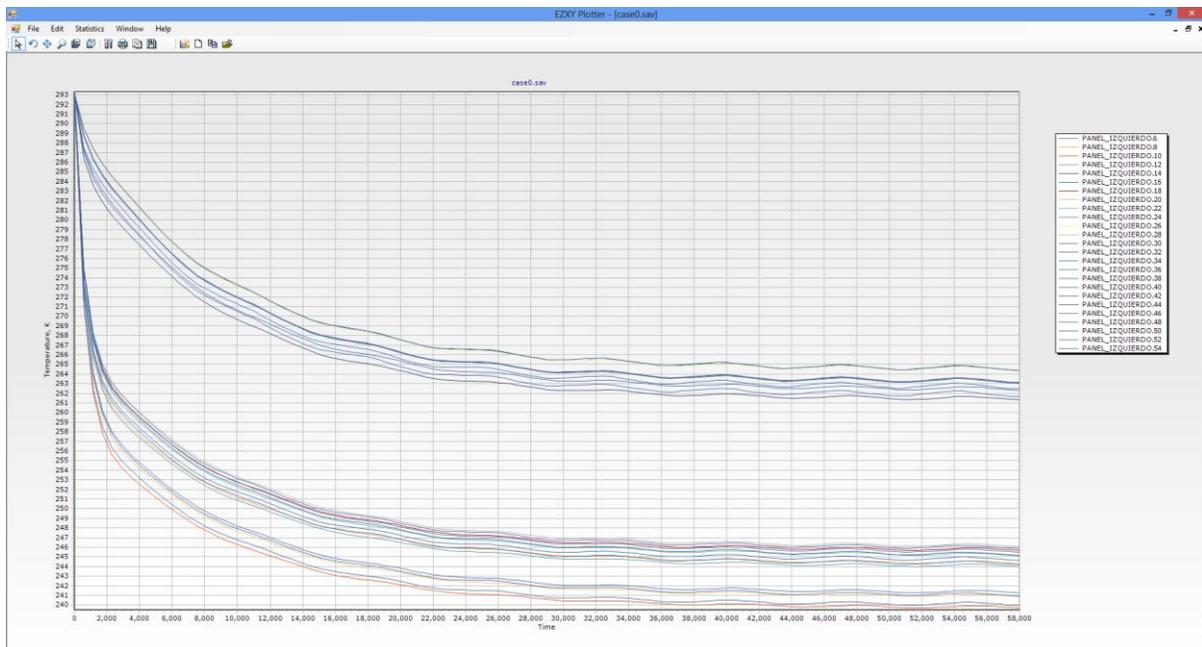
Figura 3.18 Vigas. Caso Frío - Con TC

3.3.5 Gráficas T vs t. Caso Extremo Frío – Con Control Térmico

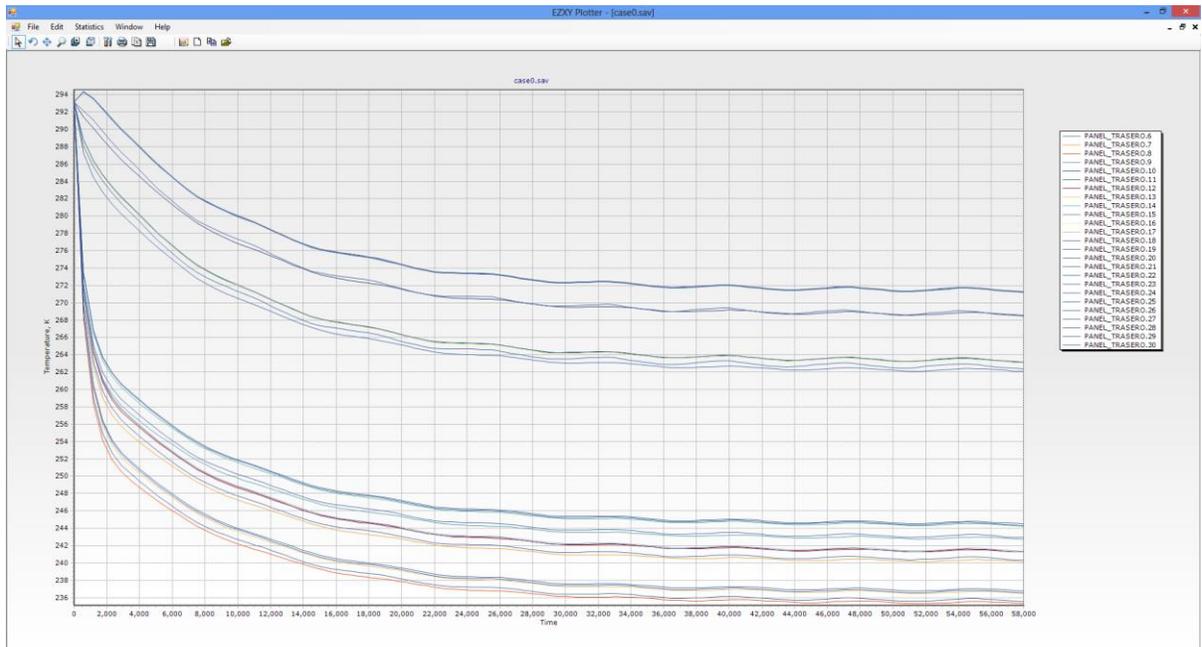
Panel Derecho



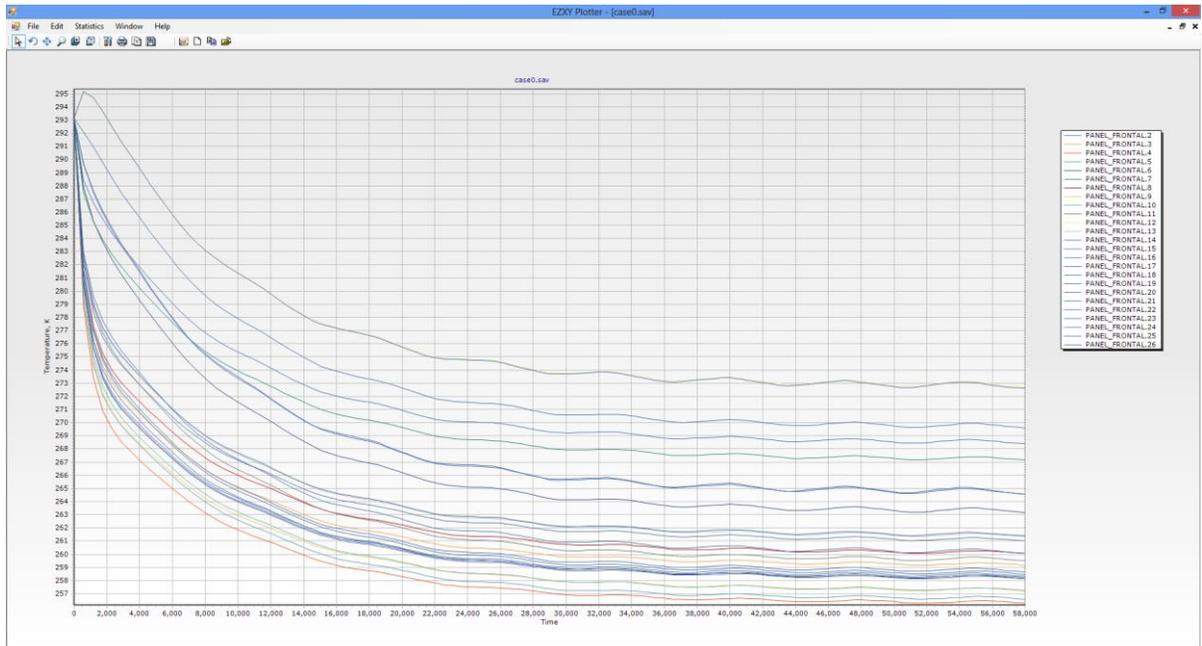
Panel Izquierdo



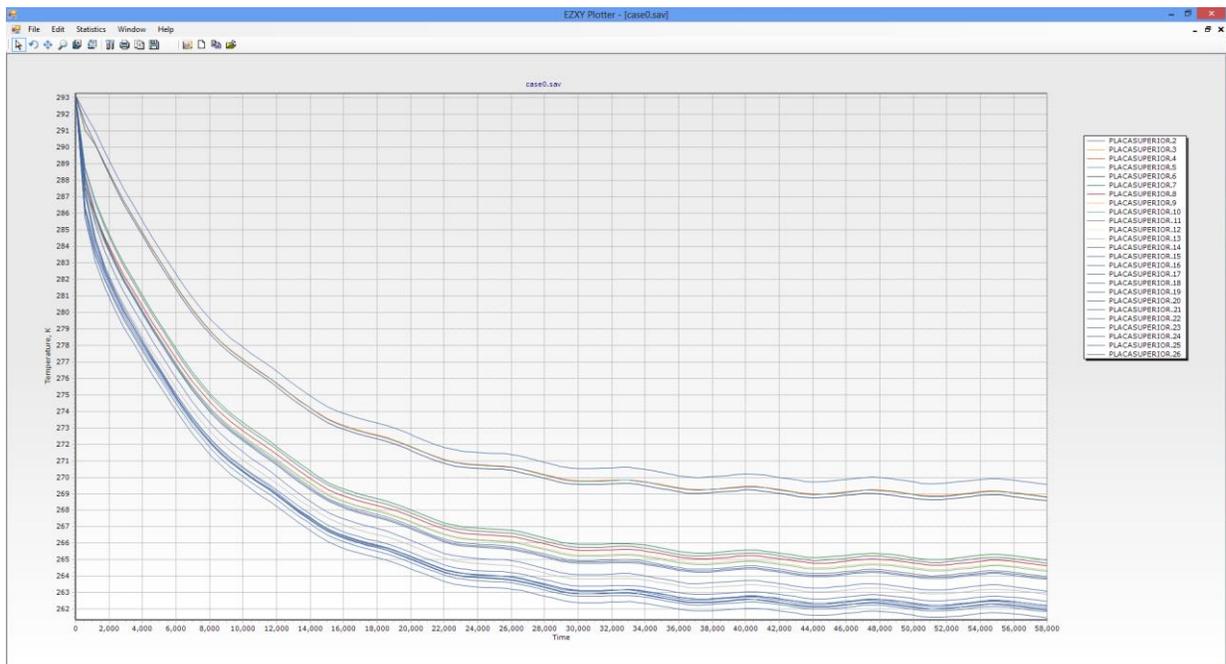
Panel Trasero



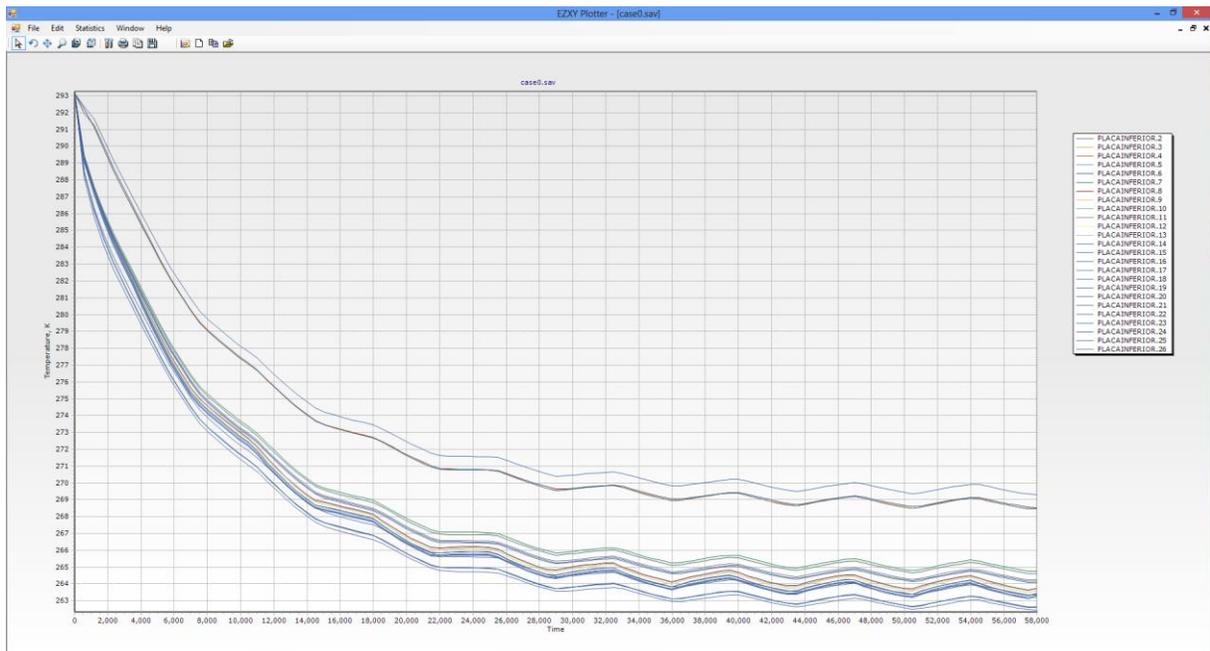
Panel Frontal



Placa Superior



Placa Inferior



CASO EXTREMO CALIENTE

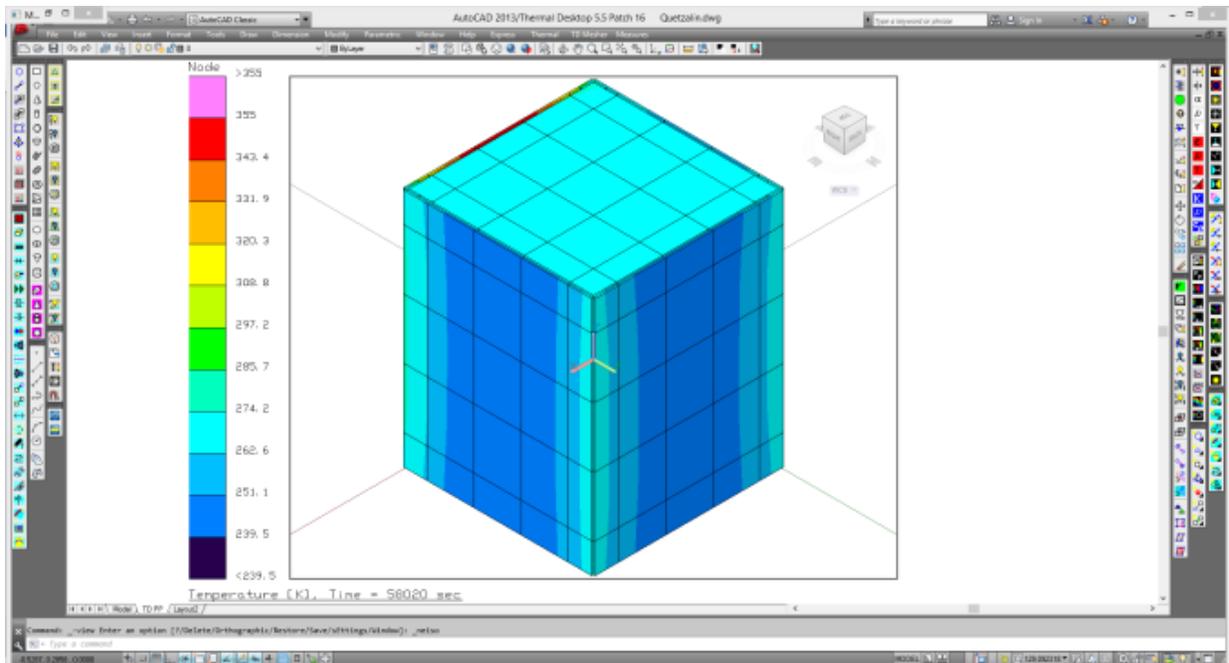
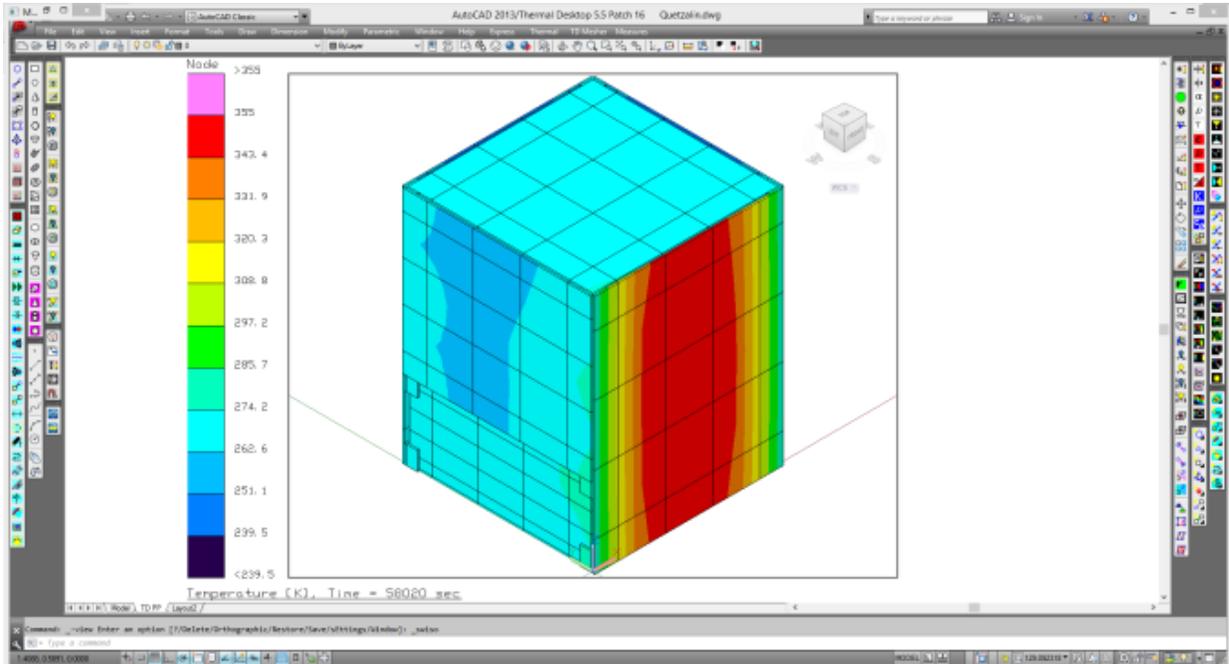


Figura 3.19 Vista completa. Caso Caliente - Con TC

Paneles solares

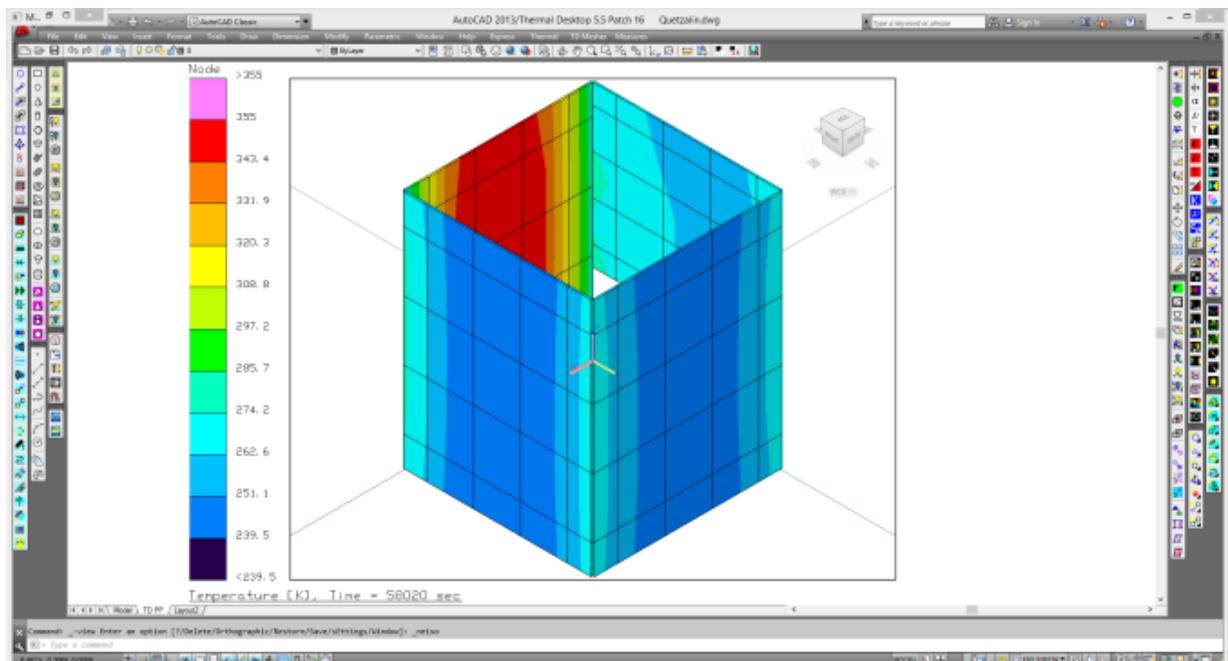
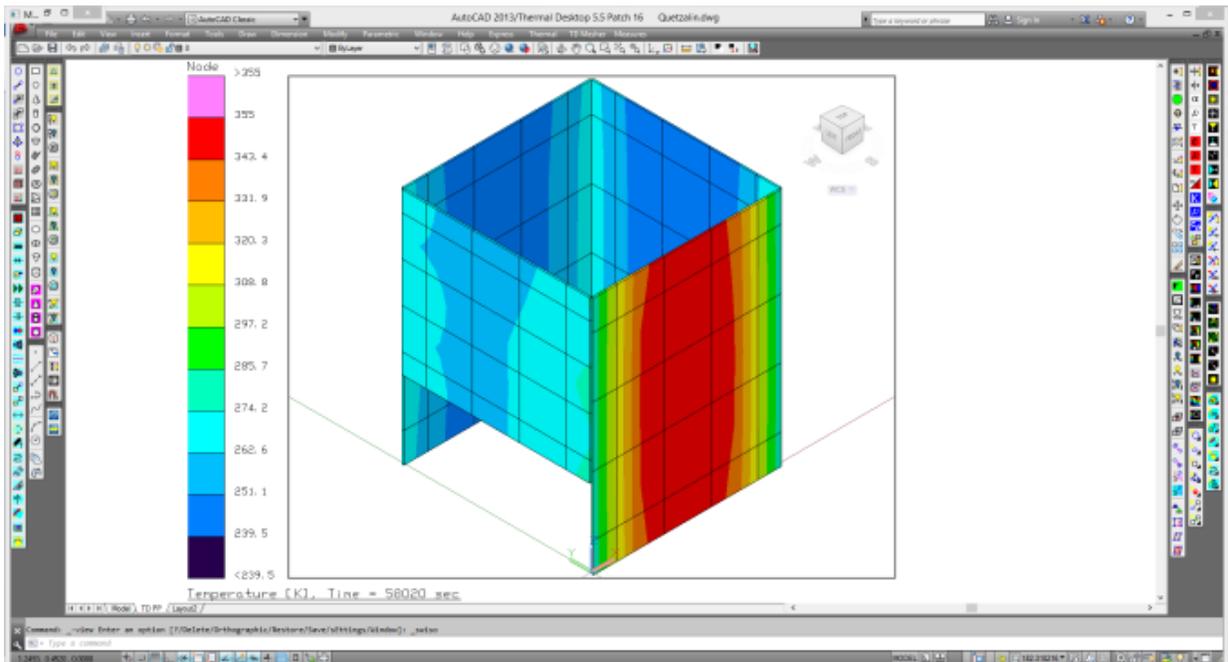


Figura 3.20 Paneles solares. Caso Caliente - Con TC

Placas

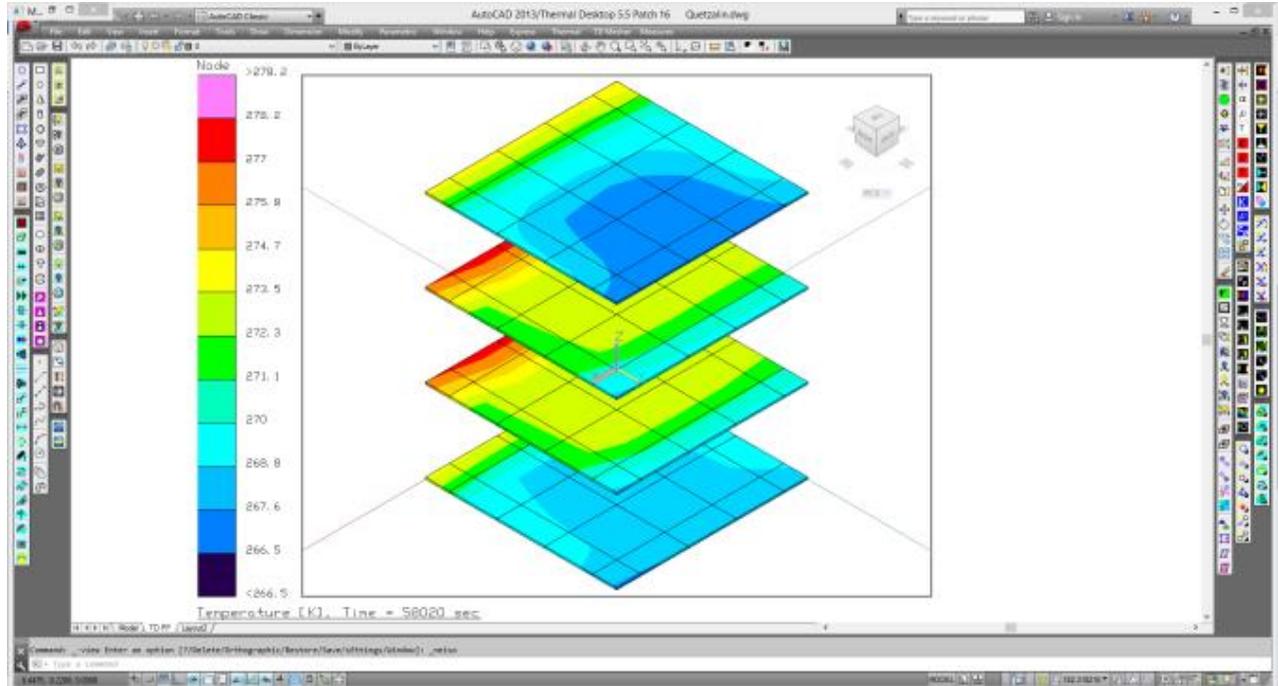
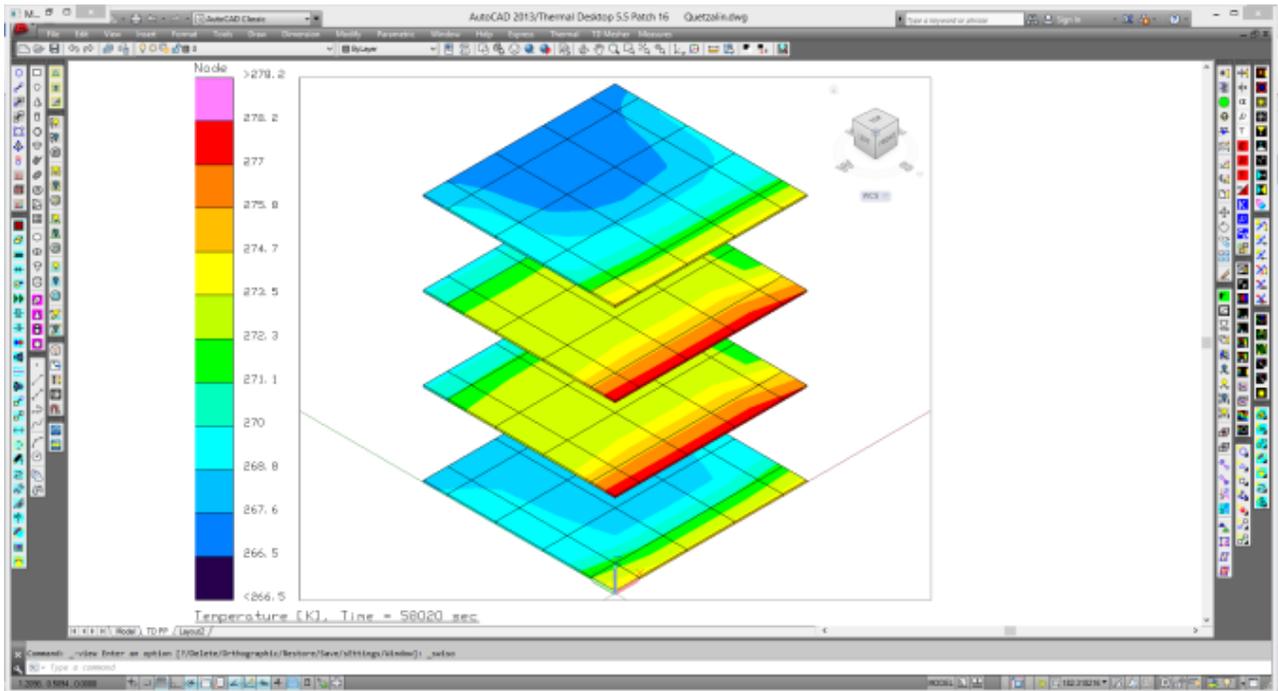


Figura 3.21 Placas. Caso Caliente - Con TC

Rejillas

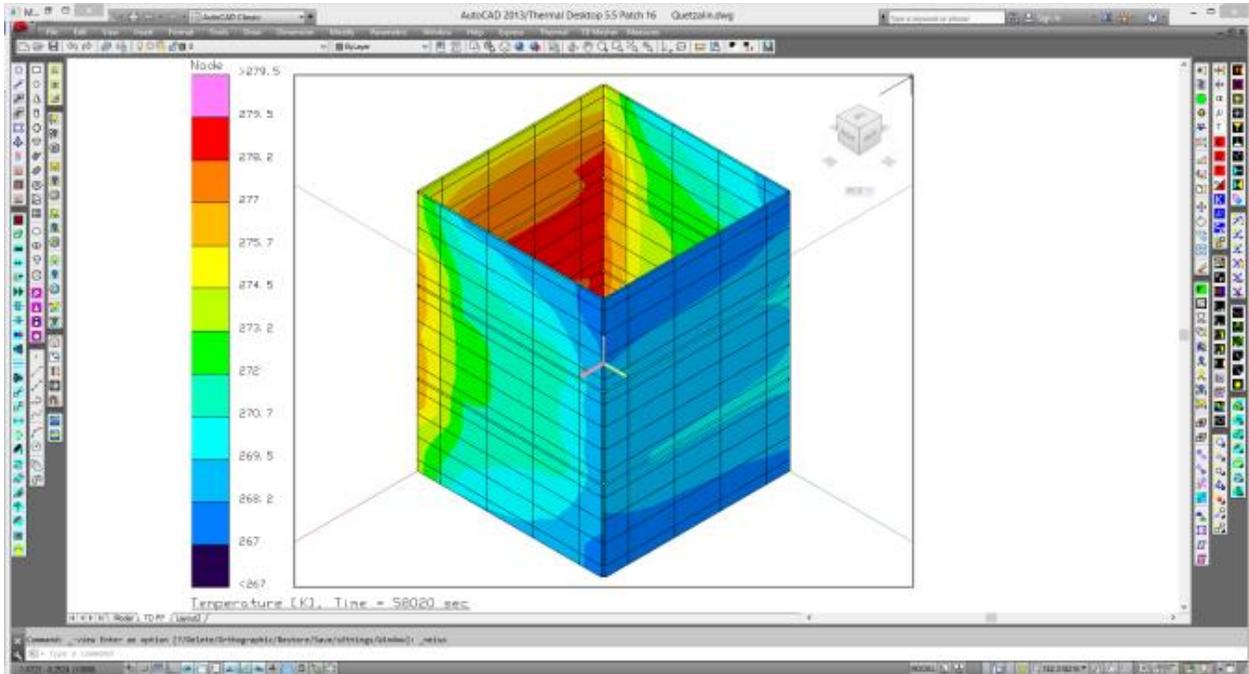
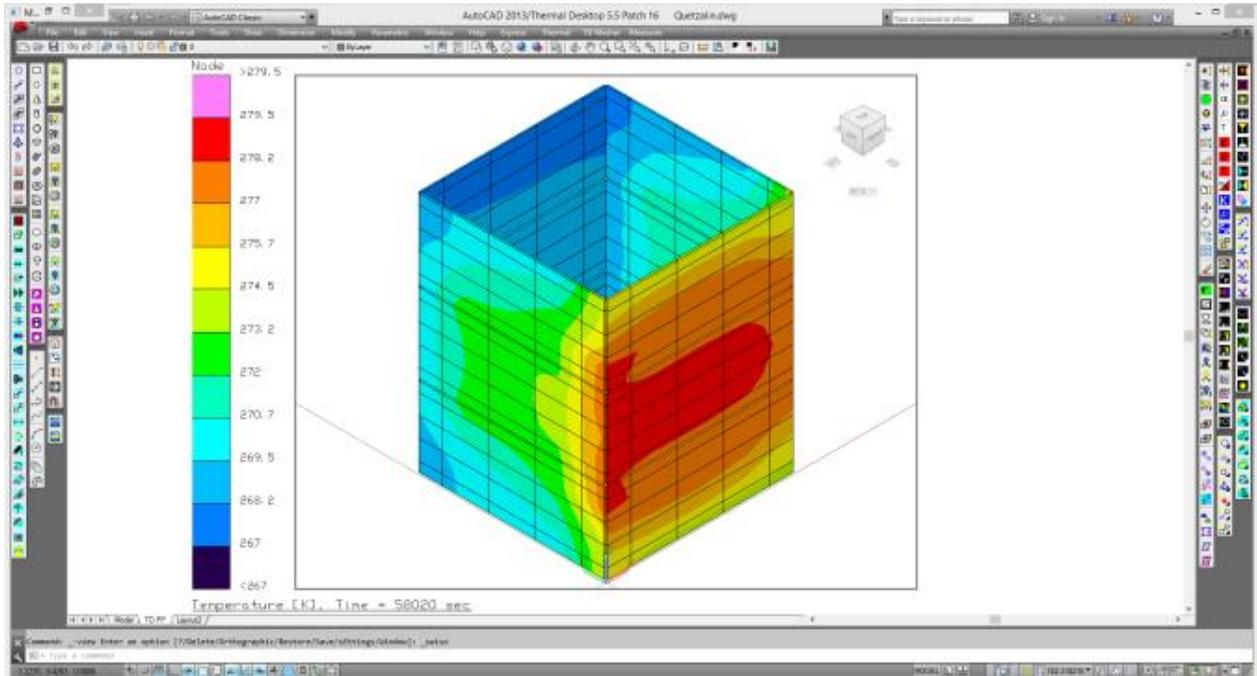


Figura 3.22 Rejillas. Caso Caliente - Con TC

Cajas

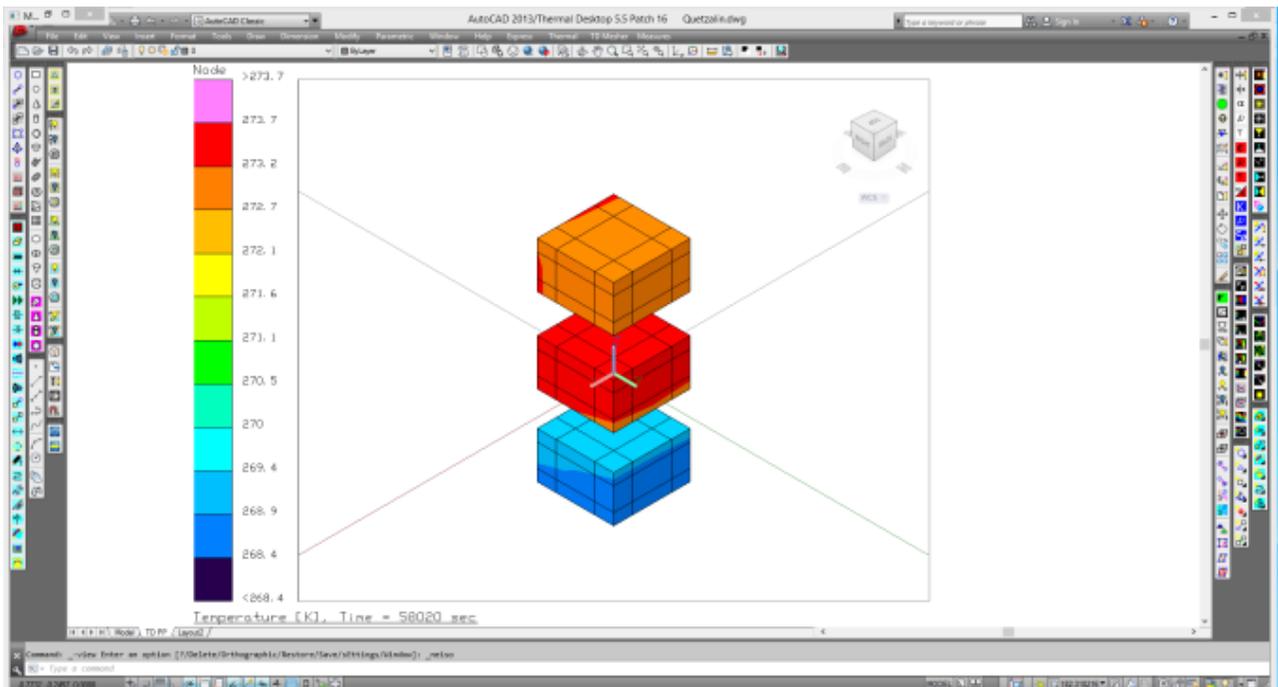
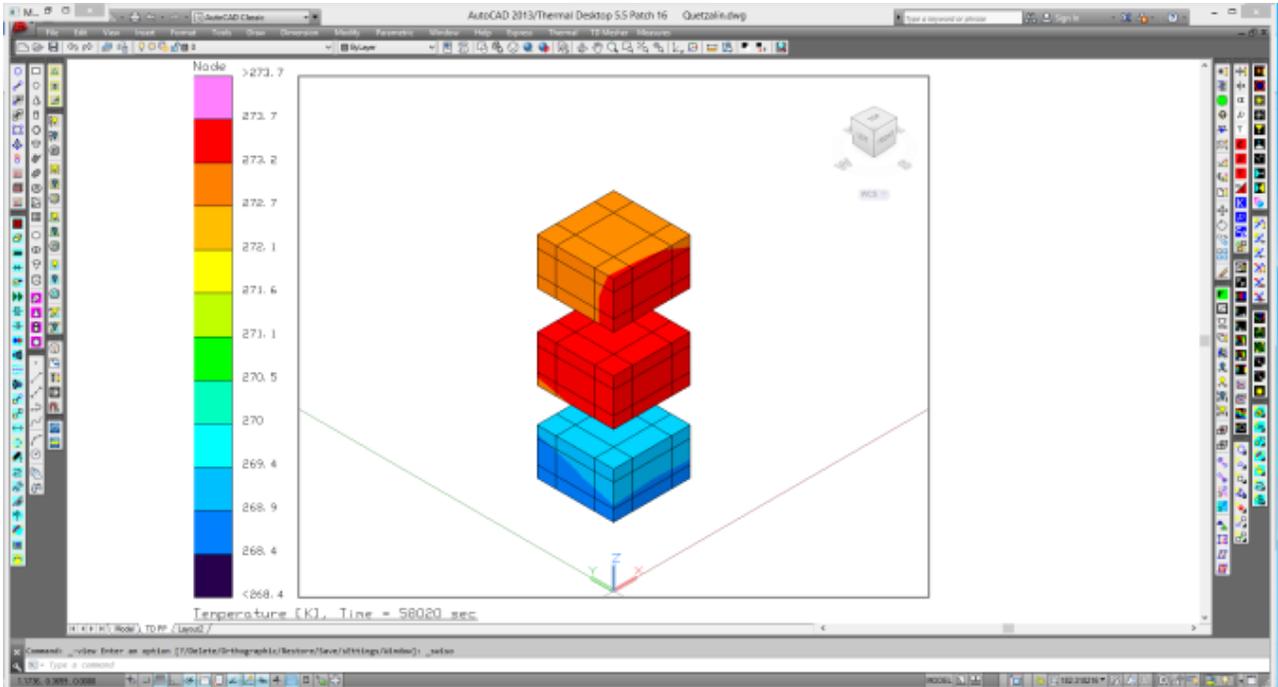


Figura 3.23 Cajas. Caso Caliente - Con TC

Ángulos

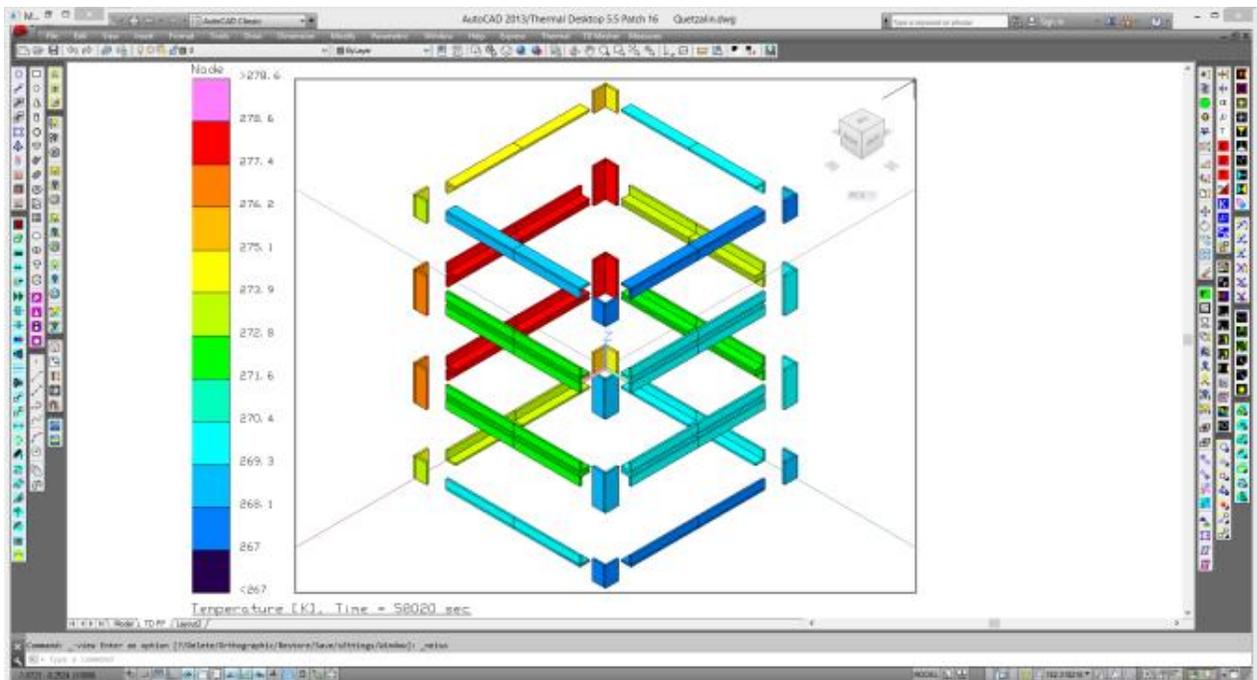
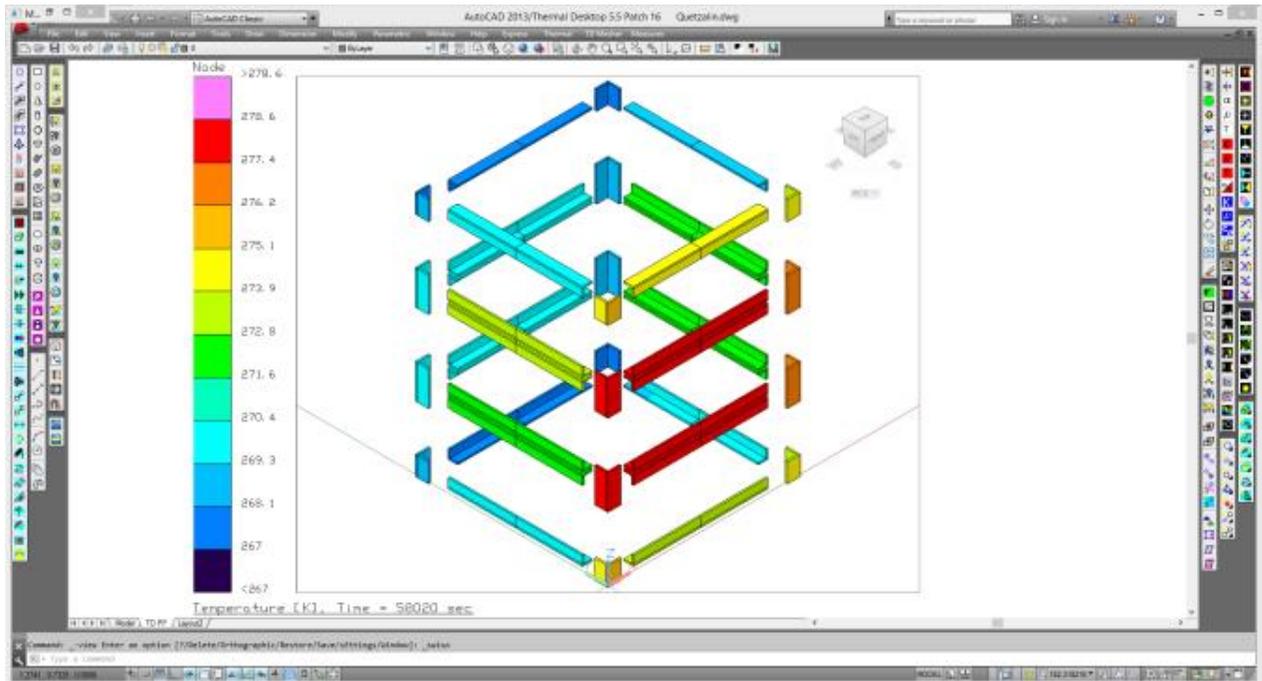
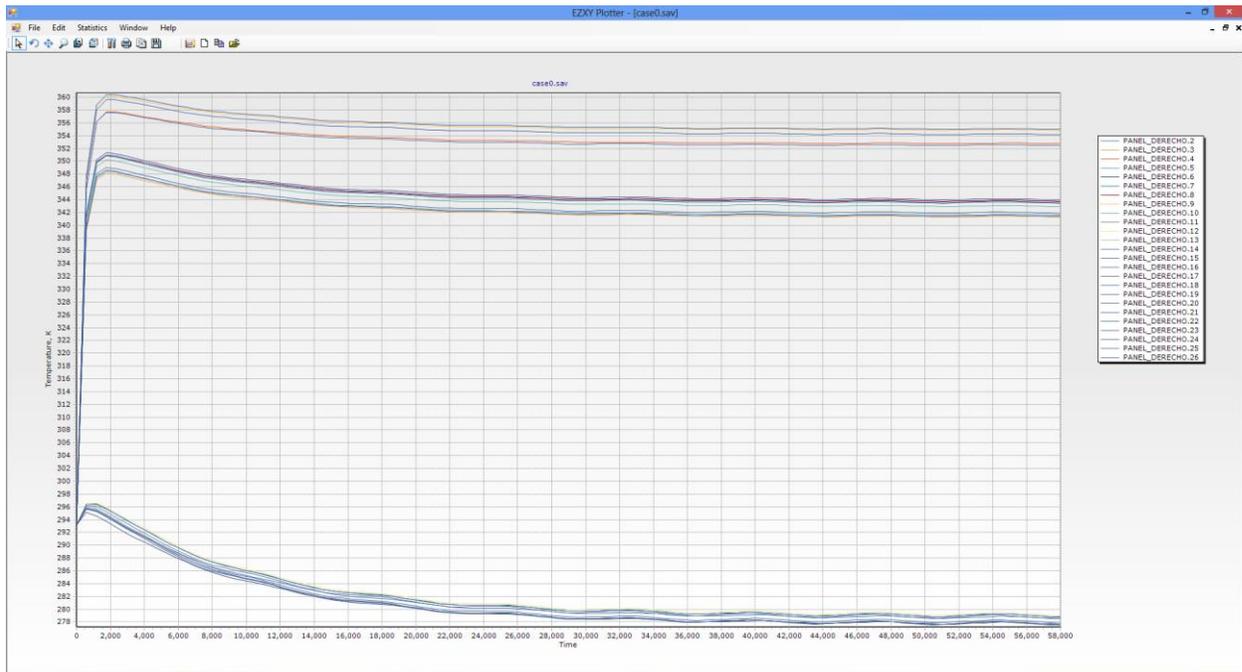


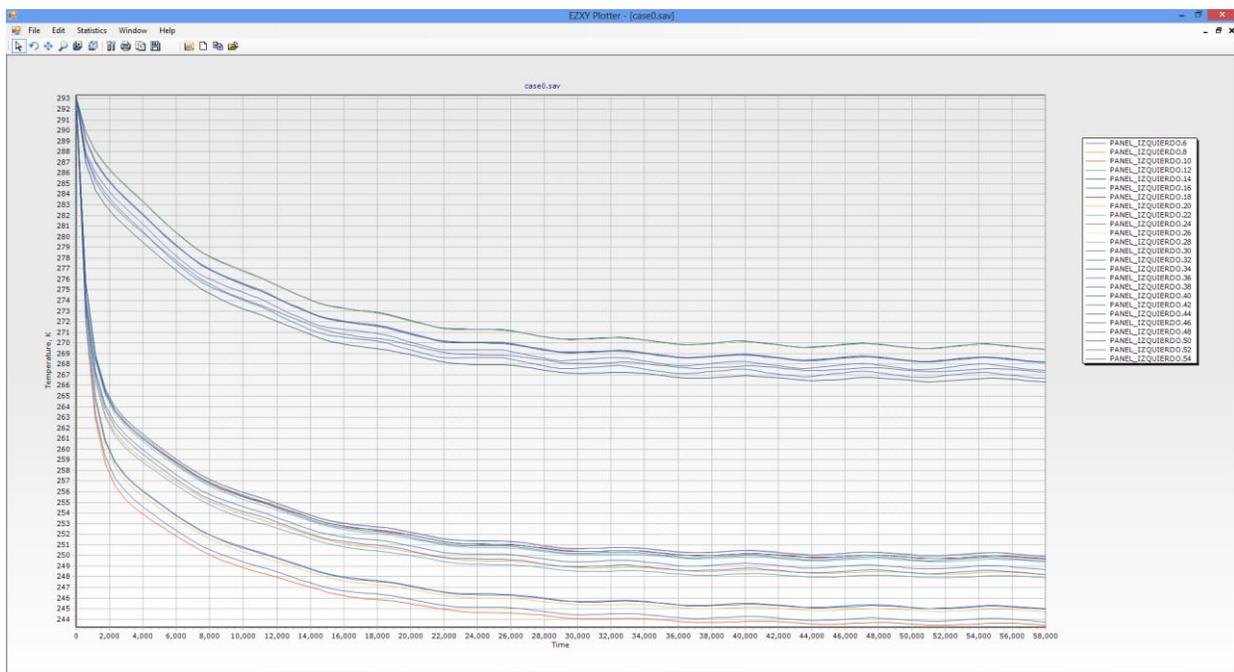
Figura 3.24 Ángulos. Caso Caliente - Con TC

3.3.6 Gráficas T vs t. Caso Extremo Caliente – Con Control Térmico

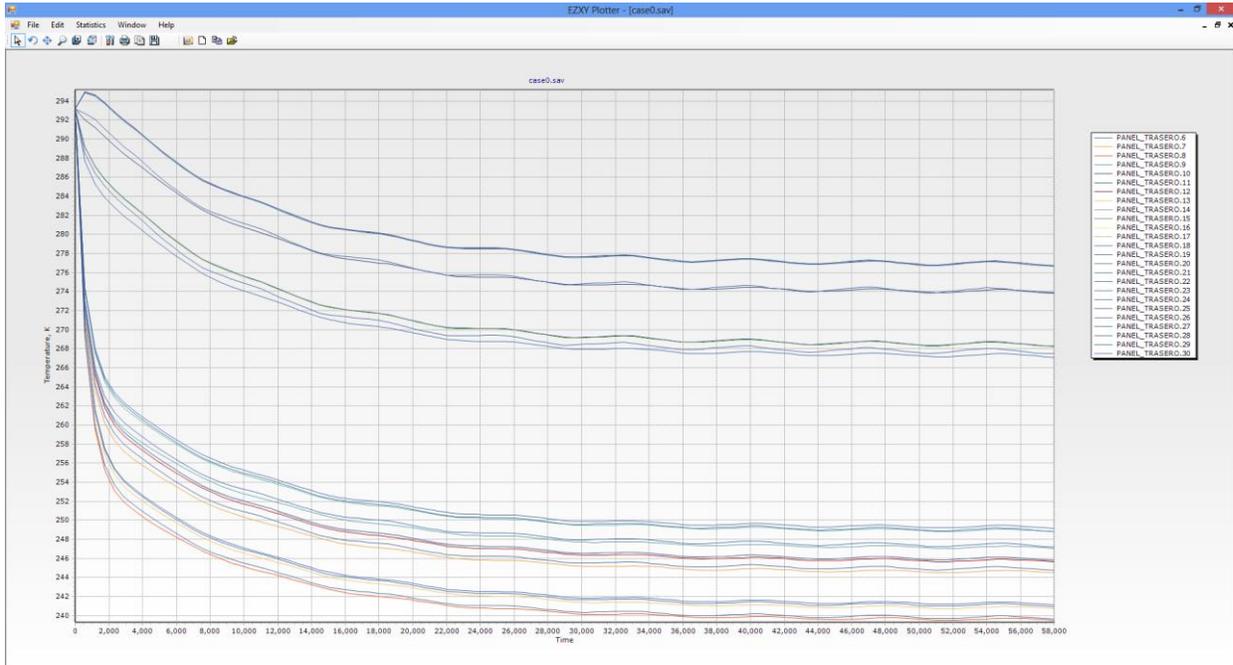
Panel Derecho



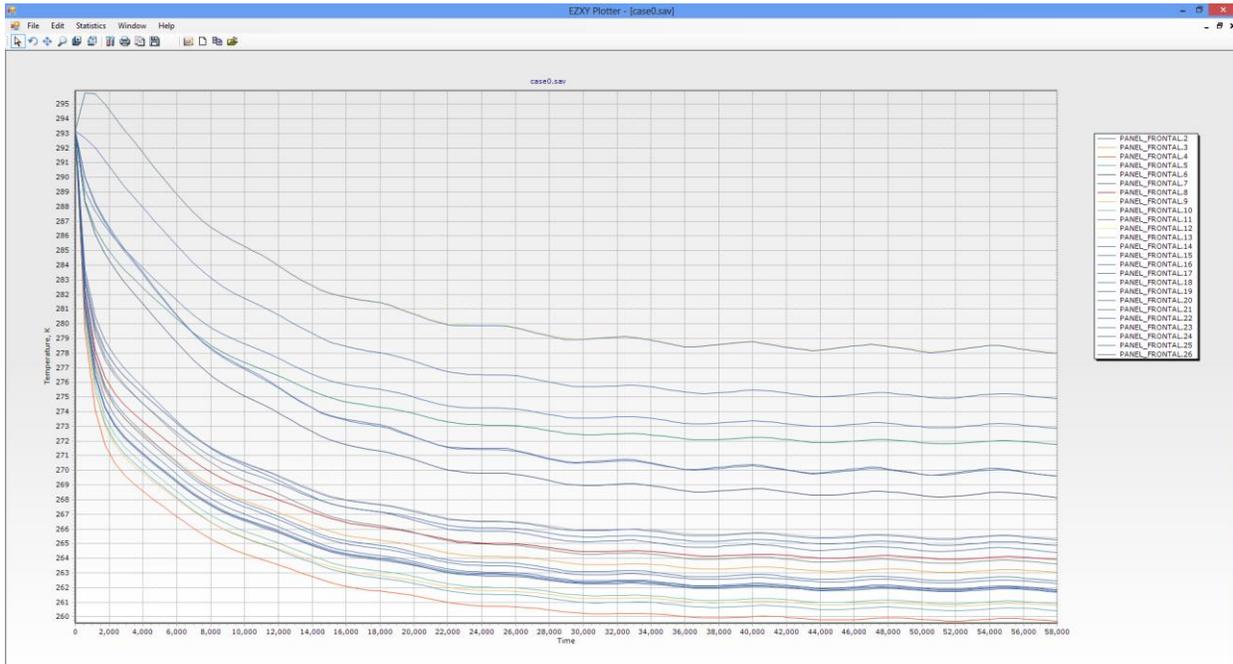
Panel Izquierdo



Panel Trasero



Panel Frontal



Placa Superior



Placa Inferior



3.4 Análisis de Resultados

Tabla 3.7 Análisis de Resultados

PIEZA	SIN CONTROL TÉRMICO (°C)	CON CONTROL TÉRMICO (°C)
Panel Derecho	20 – 137	-1 – 87
Panel Izquierdo	-29 – 31	-33 – 20
Panel Trasero	-36 – 37	-38 – 22
Panel Frontal	-10 – 39	-17 – 23
Caja 1	20 – 34	-5 – 20
Caja 2	20 – 36	-5 – 21
Caja 3	20 – 36	-10 – 20
Placa Superior	17 – 37	-12 – 20
Placa 2	18 – 39	-10 – 23
Placa 3	17 – 39	-10 – 23
Placa Inferior	18 – 38	-10 – 20
Rejilla Superior Derecha	20 – 39	-4 – 23
Rejilla Media Derecha	20 – 40	-1 – 25
Rejilla Inferior Derecha	20 – 40	-4 – 23
Rejilla Superior Frontal	19 – 39	-10 – 23
Rejilla Media Frontal	19 – 39	-8 – 23
Rejilla Inferior Frontal	19 – 39	-10 – 23
Rejilla Superior Izquierda	17 – 31	-11 – 20
Rejilla Media Izquierda	17 – 32	-10 – 20
Rejilla Inferior Izquierda	17 – 33	-10 – 20
Rejilla Superior Trasera	17 – 37	-11 – 22
Rejilla Media Trasera	17 – 37	-10 – 22
Rejilla Inferior Trasera	17 – 37	-10 – 22

De los resultados obtenidos es importante acentuar el caso del panel derecho, ya que la temperatura máxima que alcanza al no tener control térmico es de 410 K, es decir 137 °C, y claramente se observa que este valor excede el límite operacional definido en las especificaciones, que es de 110 °C. Después de implementar la configuración de control térmico pasivo, el límite de temperatura del mismo panel es de 87 °C, lo cual queda dentro del límite operacional de los paneles. Las rejillas y placas, al ser de aluminio, no salen de los rangos operacionales (-100 a 100 °C).

Los acabados superficiales, incluyendo la pintura Z93 de los radiadores, garantizan que los componentes del satélite permanezcan dentro del rango de temperatura operacional.

Conclusiones y recomendaciones

La disposición de recubrimientos superficiales propuestos favorece una distribución adecuada del calor en el satélite.

La pintura Tedlar Black al interior del satélite favorece el intercambio de calor entre las superficies, ya que estas absorben y emiten calor por radiación de manera eficiente. Asimismo, la estructura de aluminio garantiza una adecuada conducción del calor captado por las superficies, ayudando a llevar el exceso de calor a las placas superior e inferior.

La pintura Z93 coadyuva al rechazo de calor de exceso del satélite por medio de las placas superior e inferior, que actúan como radiadores. Teniendo en cuenta la degradación de los acabados superficiales a lo largo de la misión, se recomienda elegir un recubrimiento con la mayor emisividad y menor absorptividad.

Los paneles solares se mantienen dentro del rango de temperatura operacional, sin embargo, presentan gradientes mayores a 50 grados, por lo que el riesgo de distorsión térmica es muy elevado. Por otro lado, es importante destacar que el material propuesto para modelar los paneles fue fr4 2oz Cu, como una primera aproximación. Al añadir una estructura de soporte metálico a los paneles, el calor podría distribuirse de una manera más homogénea y disminuir los gradientes térmicos.

De acuerdo a la distribución de temperatura observada en el panel derecho, se pueden implementar celdas solares de alta eficiencia en la zona central del panel, y colocar celdas de menor eficiencia en los extremos, con el fin de aprovechar la eficiencia de las celdas en función de la incidencia solar. Por otro lado, se tendría una ventaja en cuanto al costo de las celdas solares a implementar, a diferencia de considerar únicamente celdas de alta eficiencia.

El análisis térmico del presente trabajo no considera el giro del satélite sobre su propio eje, por lo que el panel derecho recibe directamente la radiación solar, mientras que el panel izquierdo se encuentra en eclipse durante todo el tiempo simulado. En este caso analizado, el panel izquierdo tiene la posibilidad de captar únicamente la radiación planetaria y albedo. Como recomendación, si la magnitud de corriente eléctrica entregada por dicho panel no es considerable, propongo suprimirlo y utilizar la superficie como un radiador adicional.

La presencia de gradientes mayores a 35 grados en las piezas estructurales de aluminio implica considerar un riesgo de distorsión térmica, por lo que ésta propuesta de elementos de control térmico se encuentra en el límite, más no garantiza un margen de seguridad amplio.

Para análisis futuros, y en función de las necesidades emergentes, se recomienda a priori, el uso de elementos pasivos de control térmico. Si los acabados superficiales (pinturas) no cumplen los requerimientos, es ampliamente recomendable la implementación de elementos de conducción, aislamientos multicapa (MLI), tubos de calor de conductancia constante y/o materiales de cambio de fase. El criterio de selección más adecuado es la masa, costo y simplicidad de funcionamiento.

Para el caso analizado en esta tesis, con la órbita dada y las condiciones especificadas, se concluye que la configuración propuesta de elementos pasivos de control térmico satisface el requerimiento de mantener los componentes del satélite dentro de su rango operacional de temperaturas.

Trabajo a futuro

El trabajo desarrollado en esta tesis corresponde a una primera aproximación del diseño térmico del satélite QUETZAL. Partiendo de los resultados obtenidos en este trabajo, es necesario añadir el mayor número de consideraciones posibles e iterar en las simulaciones con el fin de alcanzar resultados más precisos y que reflejen el comportamiento térmico real del satélite.

Se realizarán simulaciones con órbitas polares así como de tipo ecuatorial para diferentes altitudes. Asimismo, se añadirán al modelo CAD los subsistemas y componentes faltantes del satélite. Se considerará la condición de giro del satélite sobre su propio eje.

Se simulará el comportamiento térmico habiendo implementando diferentes configuraciones de elementos pasivos que no fueron analizados en el presente trabajo, y en función de la información recabada, se analizará la necesidad de realizar simulaciones haciendo uso de elementos activos de control térmico.

Se ejecutará la validación correspondiente de los resultados obtenidos en las simulaciones mediante la resolución numérica de las ecuaciones que modelan el comportamiento térmico del satélite.

Se construirá un prototipo del sistema de control térmico, así como de cada uno de los componentes y subsistemas que conforman el satélite QUETZAL, con el fin de realizar pruebas de funcionamiento e integración. Para las pruebas de ciclado térmico, se implementarán sensores de temperatura como parte del sistema de Telemetría para obtener lecturas reales del comportamiento.

Finalmente se validarán los resultados de las pruebas de ciclado térmico conjuntamente con las simulaciones y solución numérica. Se harán iteraciones de las actividades descritas hasta obtener los resultados que mejor cumplan los requerimientos y especificaciones térmicas. Una vez encontrada la solución óptima, proceder a la construcción e implementación del sistema de control térmico.

Bibliografía

- [1] D. G. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume I: Fundamental Technologies*, E.U.A.: The Aerospace Corporation, 2002.
- [2] R. López, «Proyecto aeroespacial para analizar la contaminación,» *GACETA UNAM, No. 4416 ISSN 0188-5138*, pp. 1,10, 12 Abril 2012.
- [3] F. P. Incropera, D. P. DeWitt, T. L. Bergman y A. S. Lavine, *Fundamentals of Heat and Mass Transfer 6a. Edición*, Wiley, 2007.
- [4] E. Lyall, A. Williams, D. Hengeveld y Q. Young, «Thermal Subsystem Design Methodology for

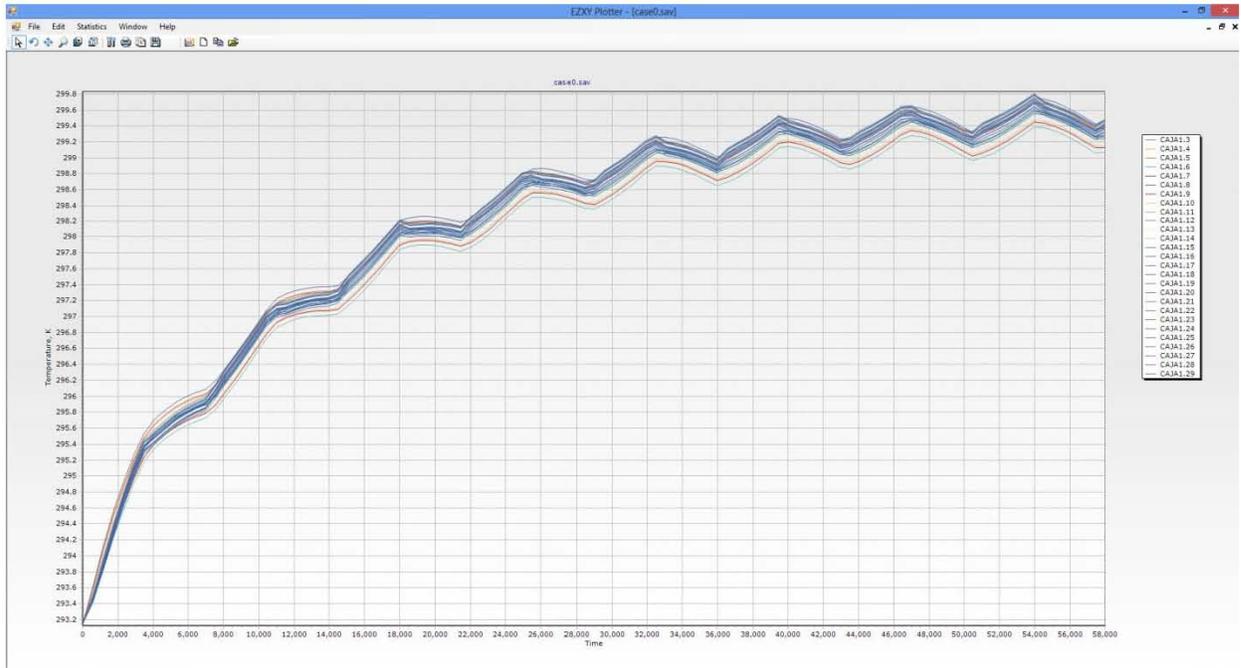
- Responsive Space Missions,» *7th Responsive Space Conference*, nº RS7-2009-3009, 2009.
- [5] P. Fortescue, J. Stark y G. Swinerd, *Spacecraft Systems Engineering*, Reino Unido: Wiley , 3a. Edición. 2003.
- [6] ESA, *Space and Planetary Reference Data - Thermal Radiation Environment*, ESA PSS-03-101, 1995.
- [7] NASA, «Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for Use in Space Vehicle Development,» vol. 1, nº TM82478, 1983.
- [8] J. R. Wertz y W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm Press, Kluwer Academic Publishers, 3ra.Edición. 2005.
- [9] A. Williams, E. Lyall, D. Hengeveld y Q. Young, «Thermal control system requirements and challenges for a responsive satellite bus,» *Proc. of SPIE*, vol. 7330, nº 73300E-1, 2009.
- [10] G. Karpati, H. Tupper, H. Peabody y G. Mathew, «Resource Management and Contingencies in Aerospace Concurrent Engineering,» *AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition*, nº 2012-5273, September 2012. Pasadena, California.
- [11] G. Birur y T. O'Donell, «Advanced Thermal Control Technologies for Space Science Missions at JPL,» *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*, Pasadena, California.
- [12] M. M. Finckenor y D. D. Dooling, «Multilayer Insulation Material Guidelines,» *NASA/TP-1999-209263*, (Abril 1988).
- [13] ESA, *Spacecraft Thermal Control Design Data*, ESA PSS-03-108, Issue 1, 1989.
- [14] E. I. Lin, J. W. Stultz y R. T. Reeve, «Test-Derived Effective Emittance for Cassini MLI Blankets and Heat Loss Characteristics in the Vicinity of Seams,» *AIAA paper 95-2015*, (Junio 1995).
- [15] D. V. Hale, M. J. Hoover y M. J. O'Neill, «Phase Change Materials Handbook,» *NASA Contractor Report CR-61363*, (Septiembre 1971).
- [16] V. Baturkin, S. Zhuk, J. Vogta, F. Lura, B. Biering y H. Lötcke, «Elaboration of thermal control systems on heat pipes for microsateleites Magion 4,5 and BIRD,» *Applied Thermal Engineering* 23, nº 1109-1117, 2003.
- [17] K. S. Ong, «Heat Pipes,» *Jurutera*, 2008.
- [18] G. Sierra Juárez, *Análisis térmico de un satélite pequeño experimental*. Tesis de Maestría en Ingeniería Mecánica, UNAM, Facultad de Ingeniería, 1997.

- [19] L. Lapidus y G. Pinder, Numerical Solution of Partial Differential Equations in Science and Engineering, New York: John Wiley and Sons, 1982.
- [20] H. Gürgüç Isik, A. Bilge Uygur, C. Ömür y E. Solakoglu, «The Thermal Analysis of a Satellite by an In-House Computer Code Based on Thermal Network Method and Monte Carlo Ray Tracing Technique,» *Turkish Aerospace Industries Inc.*.
- [21] C&R,Technologies, THERMAL DESKTOP User's Manual, Versión 5.5, 2012.

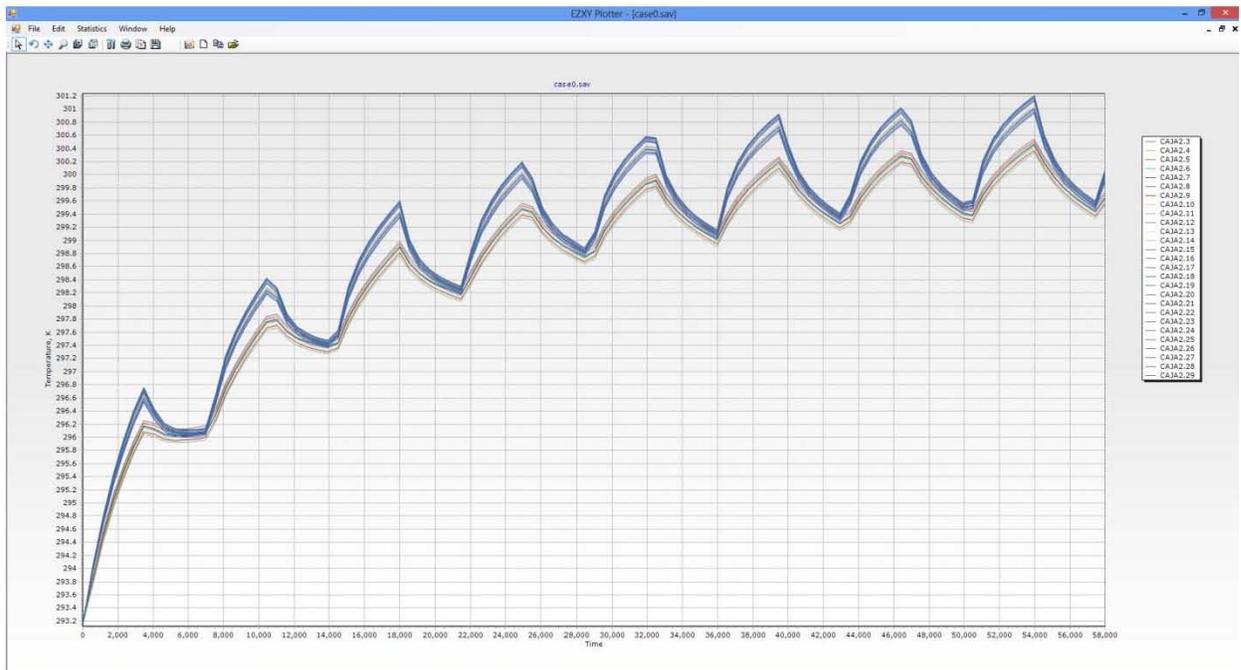
Anexos

SIN TCS - CASO EXTREMO FRÍO

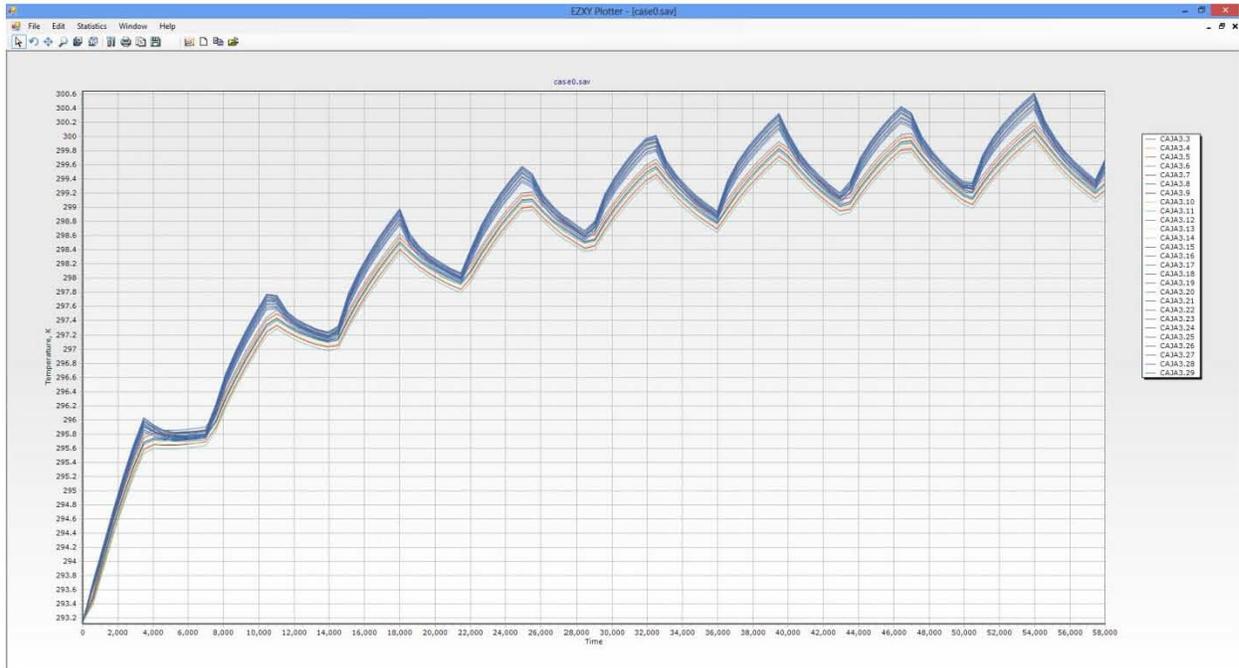
Caja 1



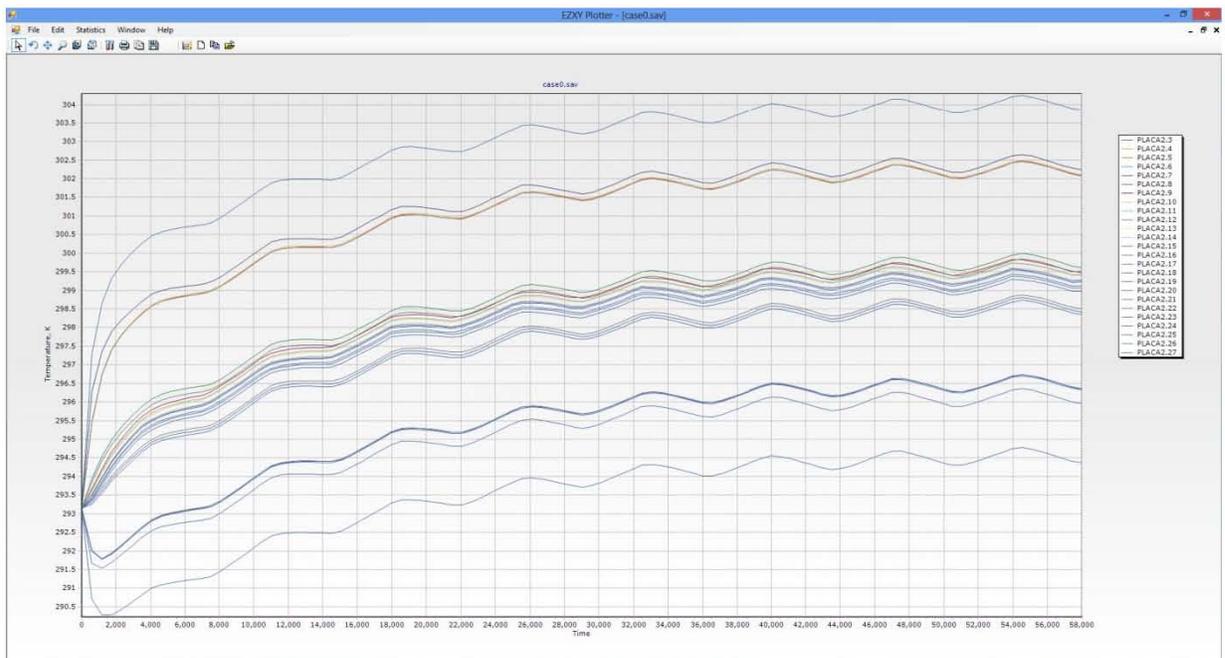
Caja 2



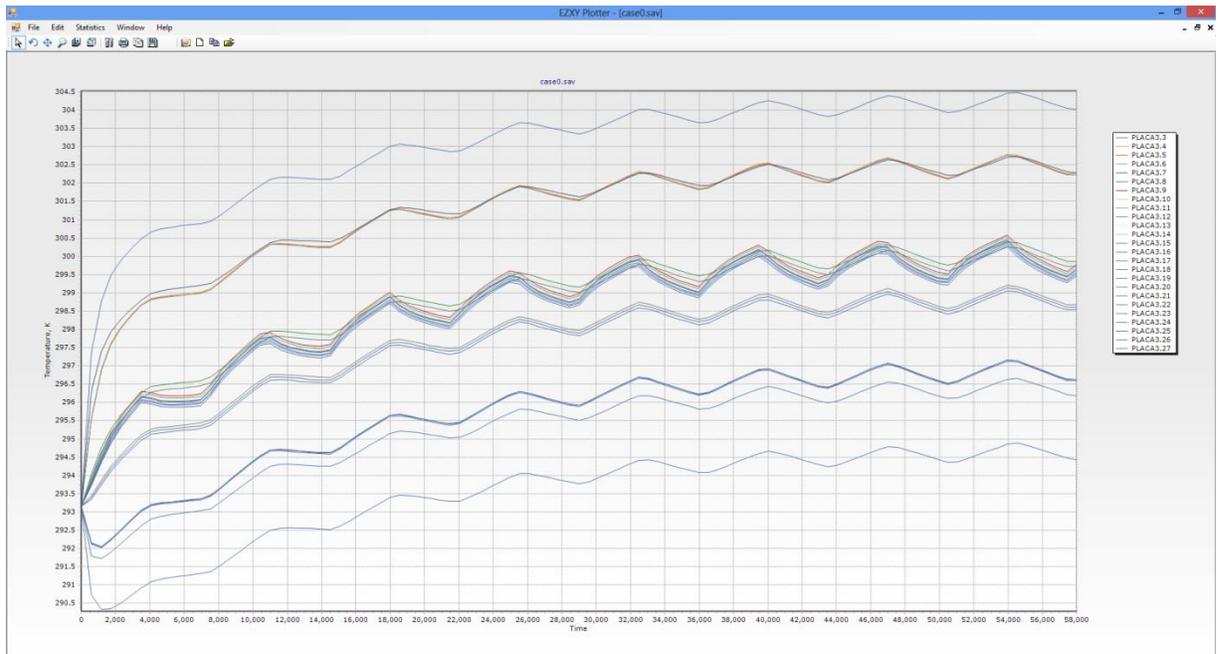
Caja 3



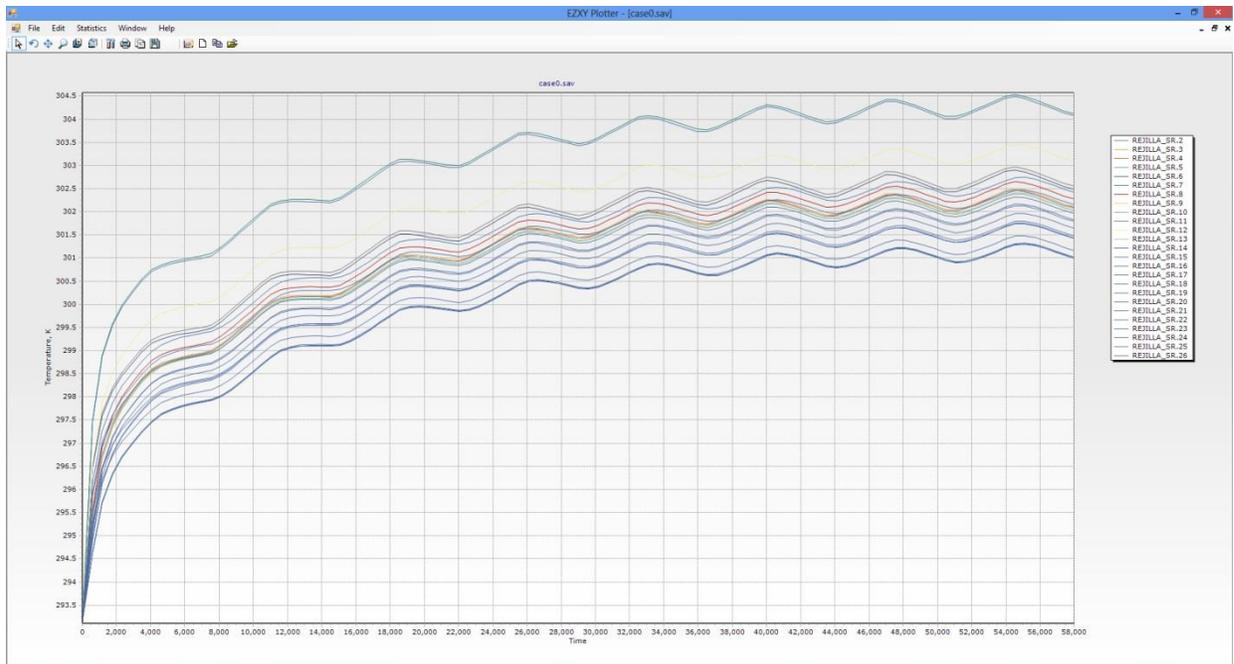
Placa 2



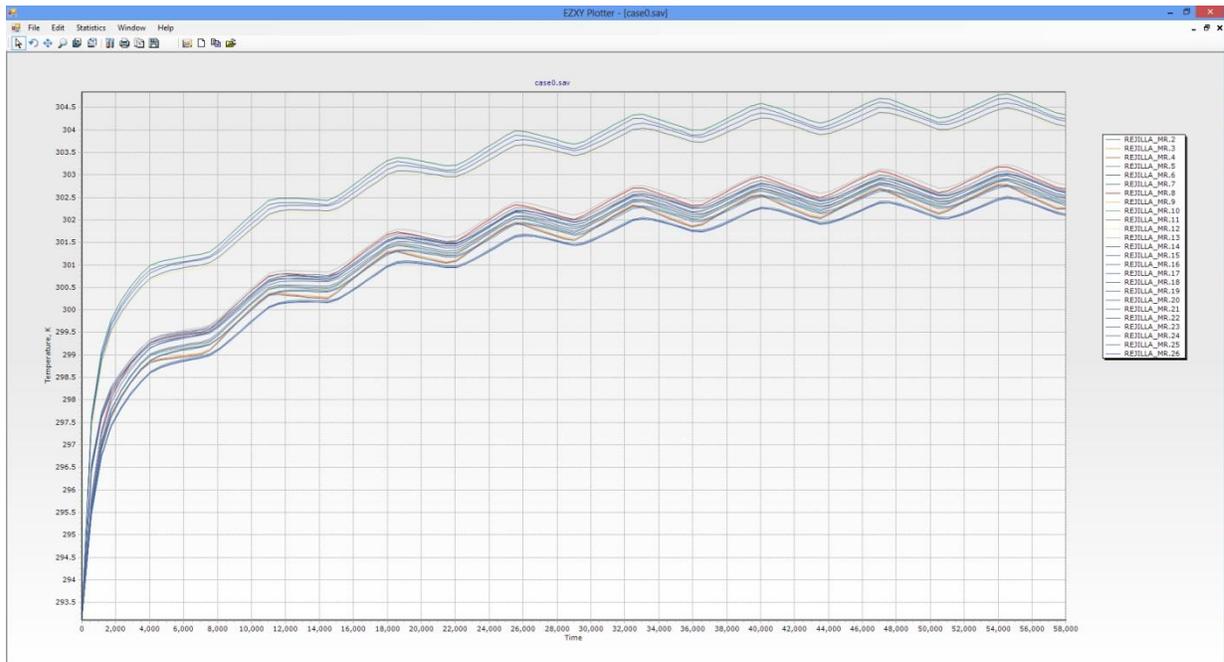
Placa 3



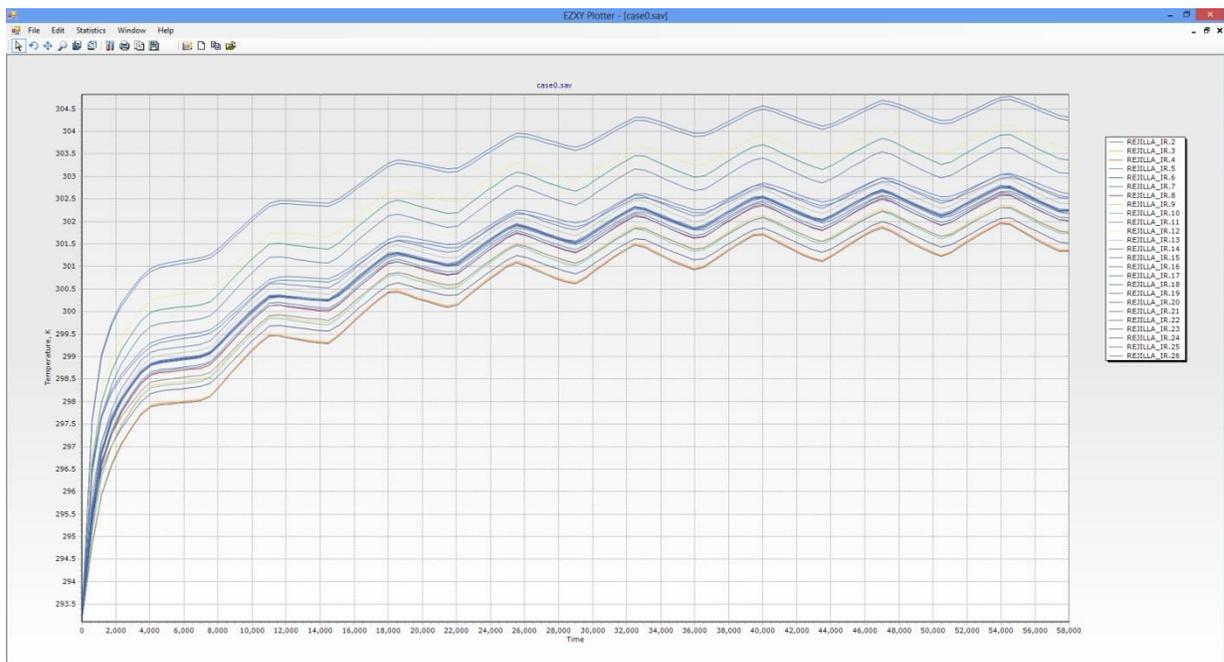
Rejilla Superior Derecha



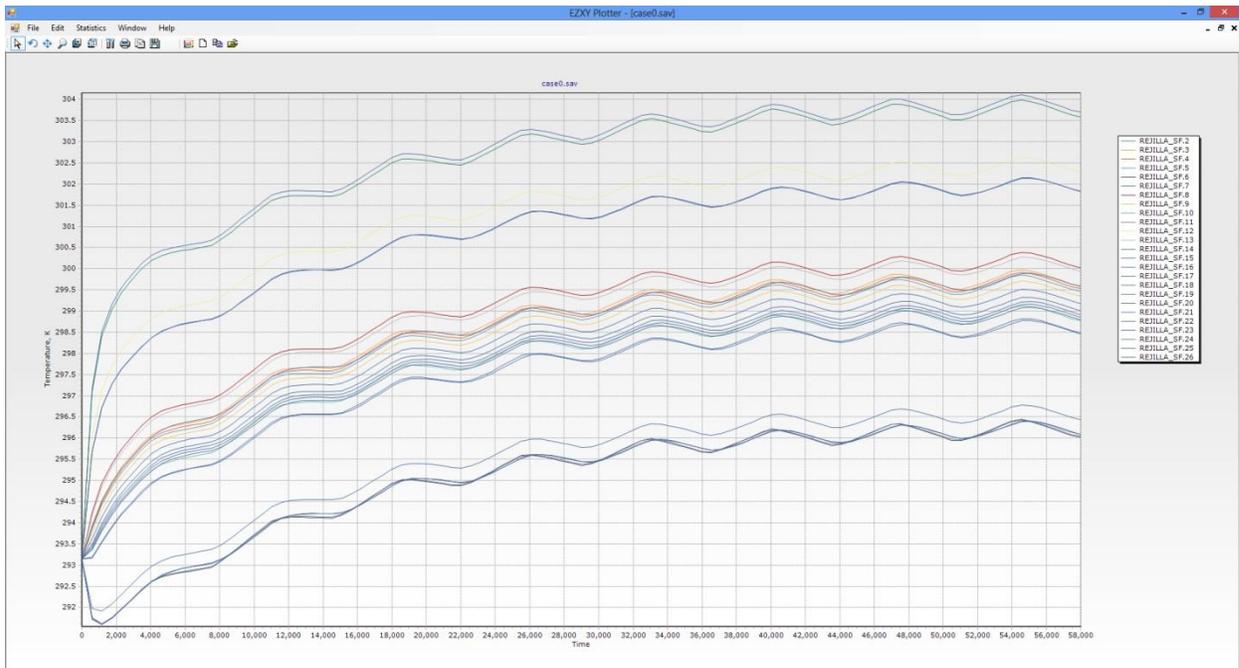
Rejilla Media Derecha



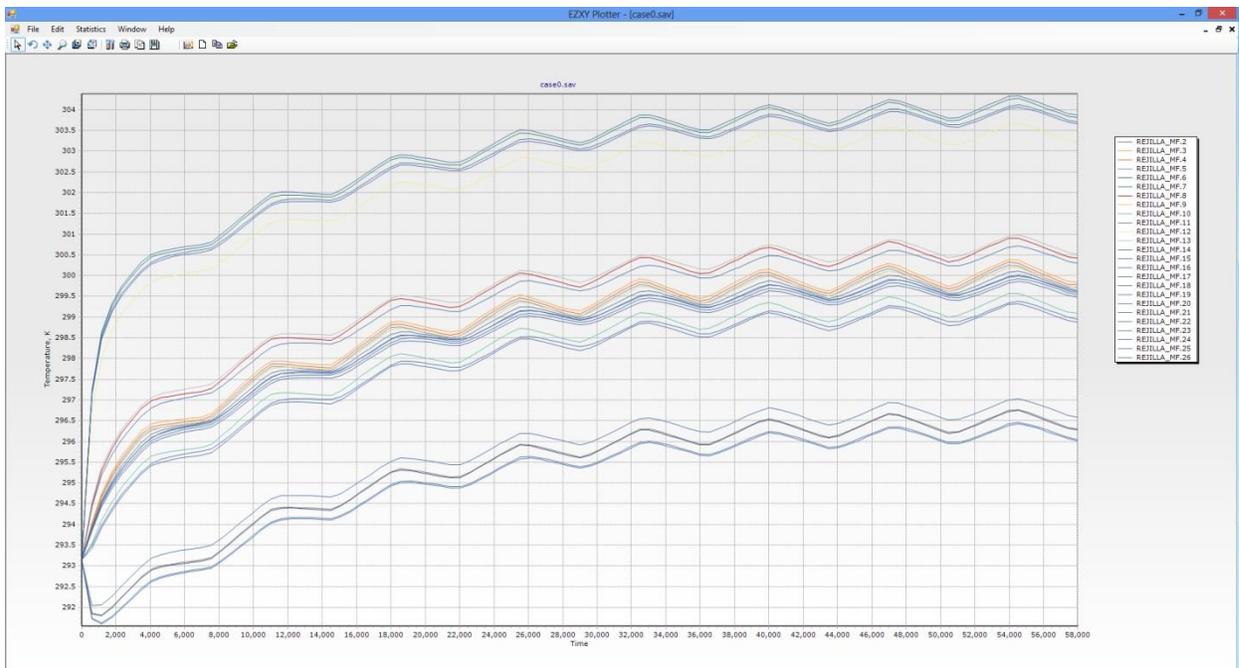
Rejilla Inferior Derecha



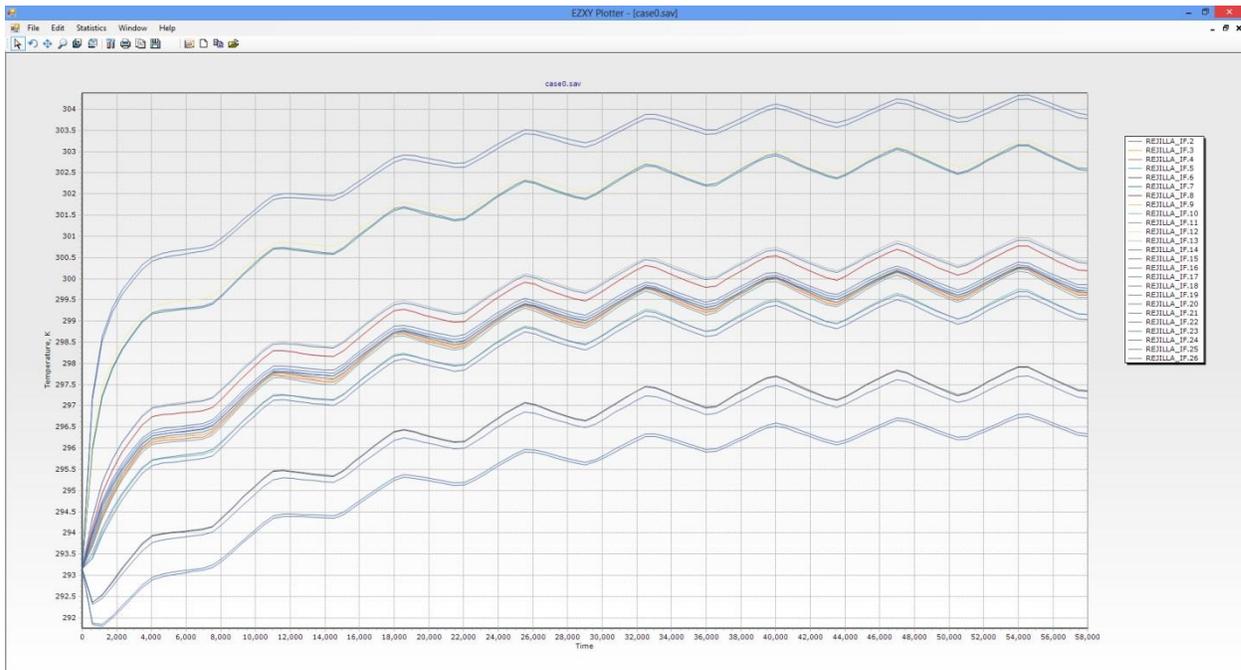
Rejilla Superior Frontal



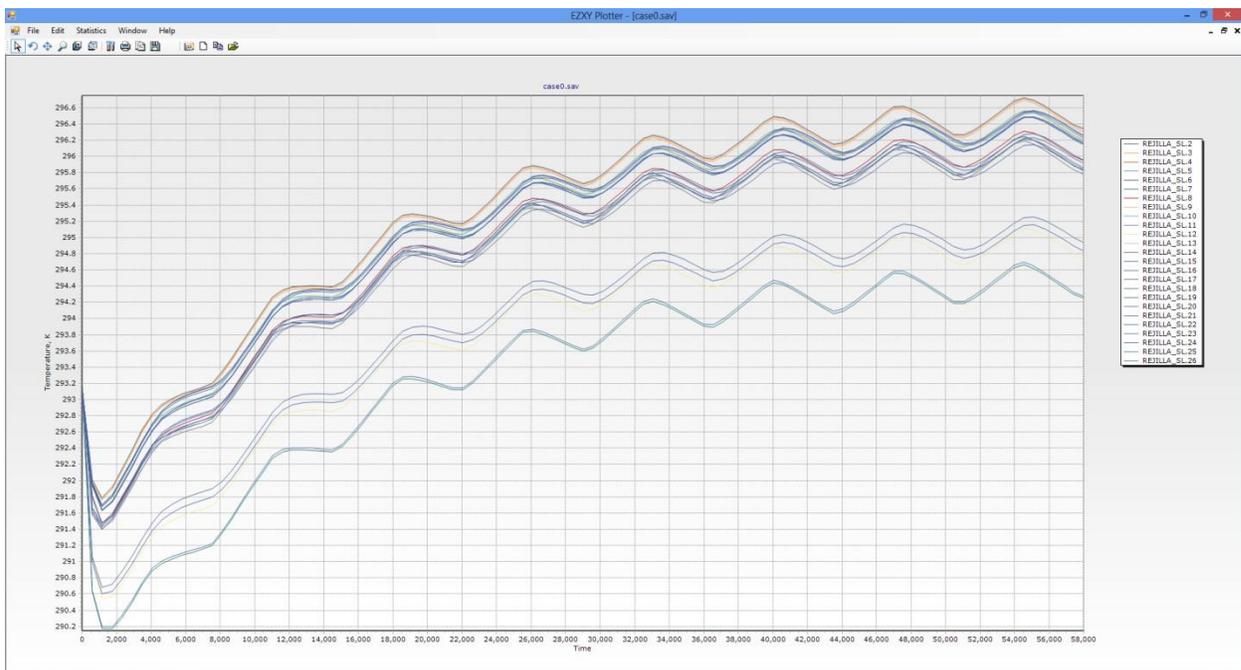
Rejilla Media Frontal



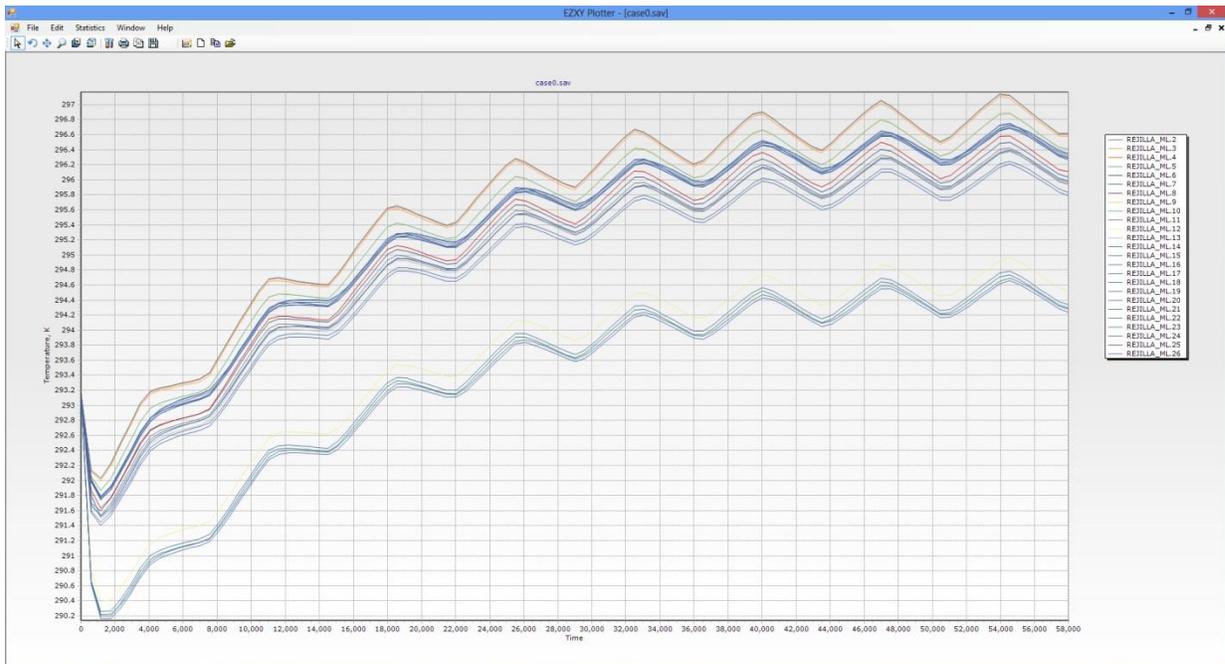
Rejilla Inferior Frontal



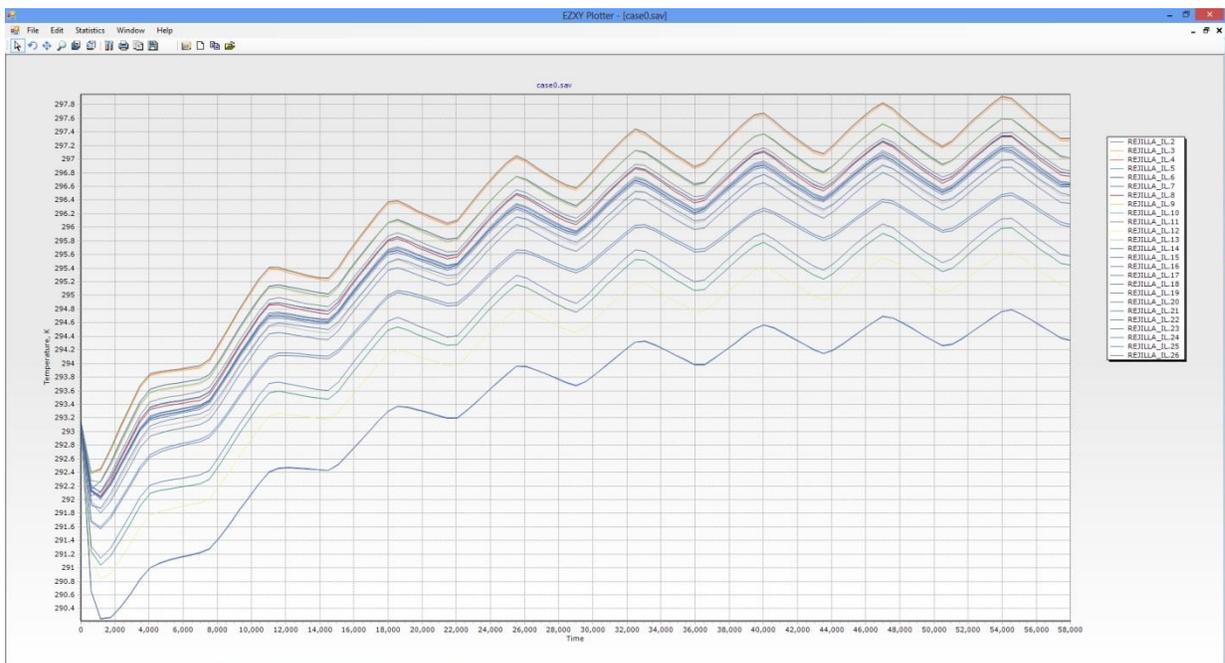
Rejilla Superior Izquierda



Rejilla Media Izquierda



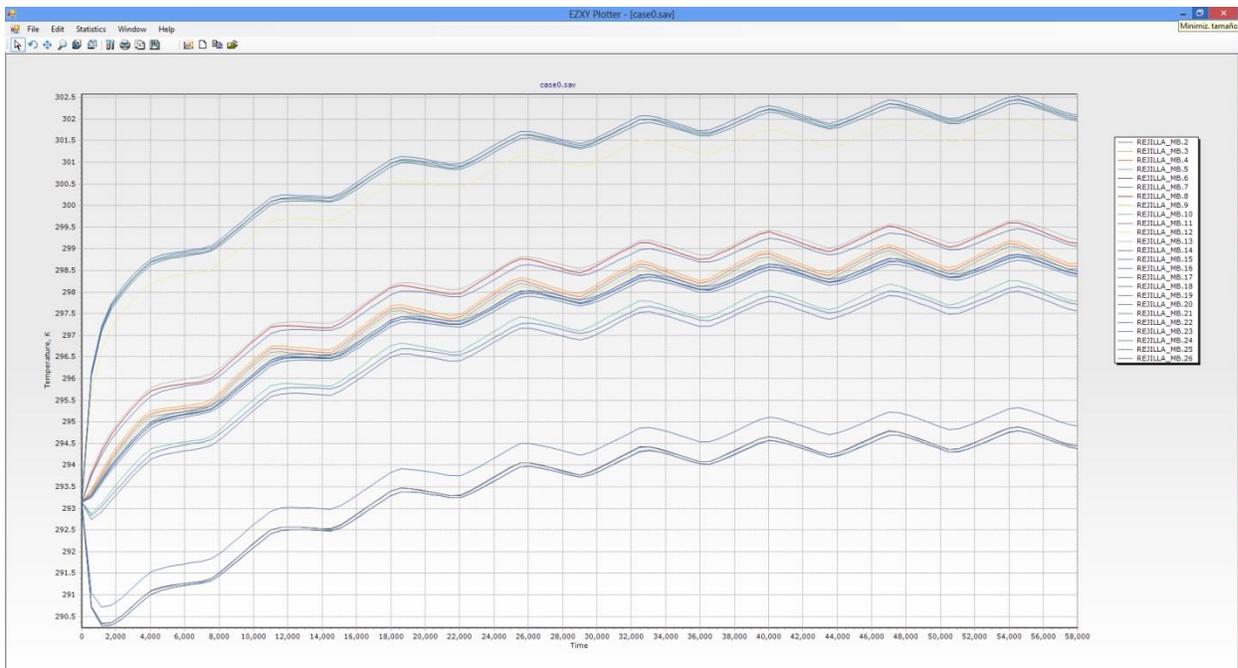
Rejilla Inferior Izquierda



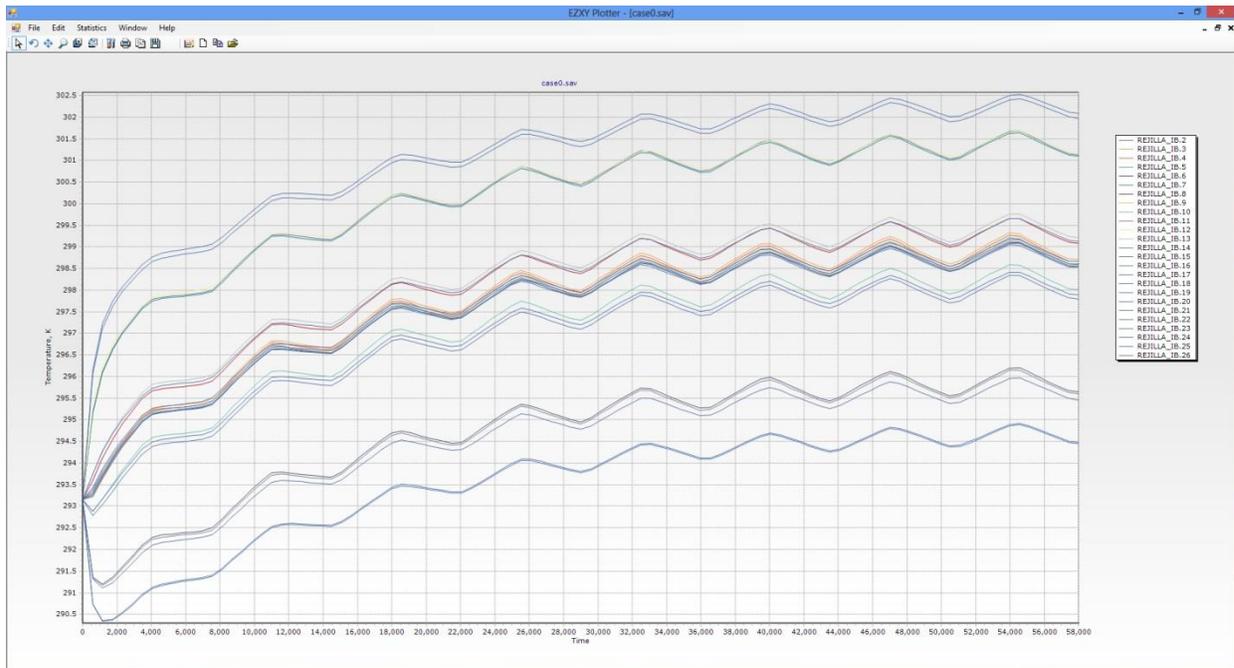
Rejilla Superior Trasera



Rejilla Media Trasera

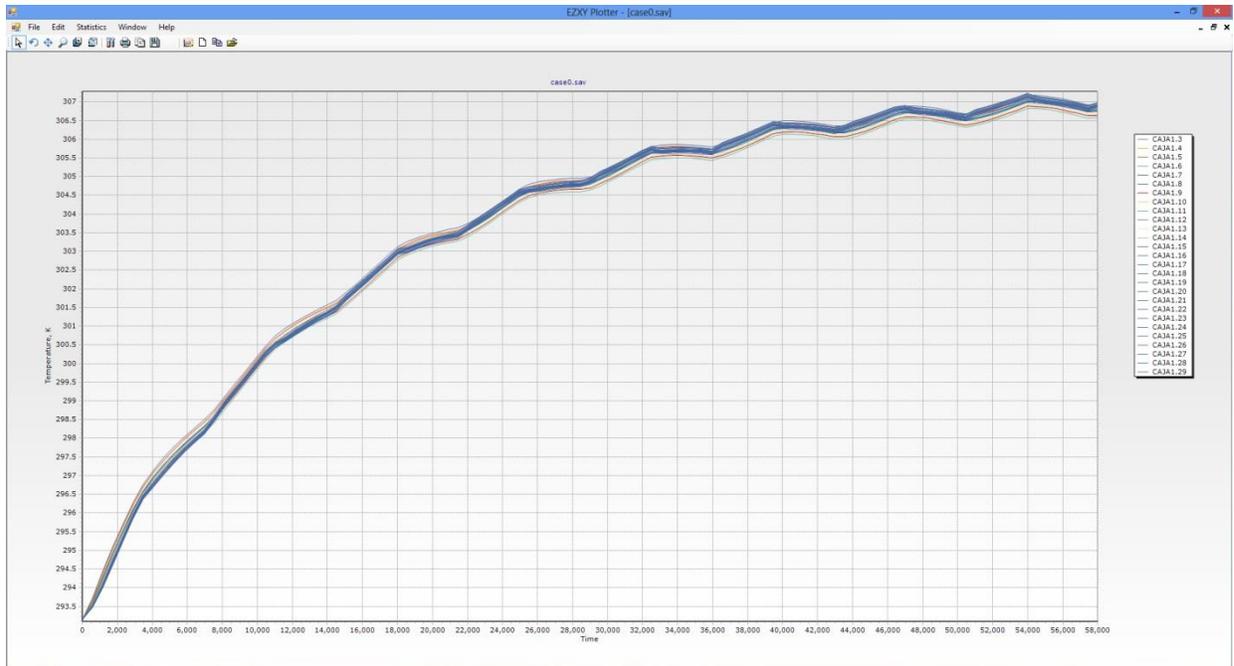


Rejilla Inferior Trasera

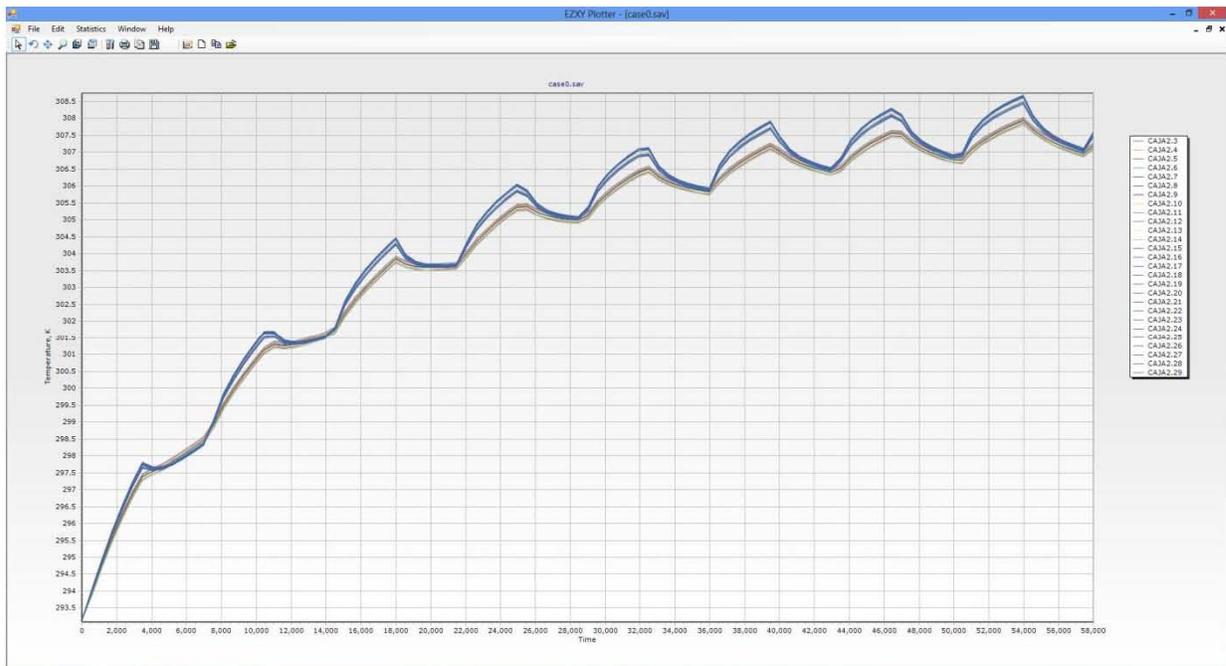


SIN TCS - CASO EXTREMO CALIENTE

Caja 1



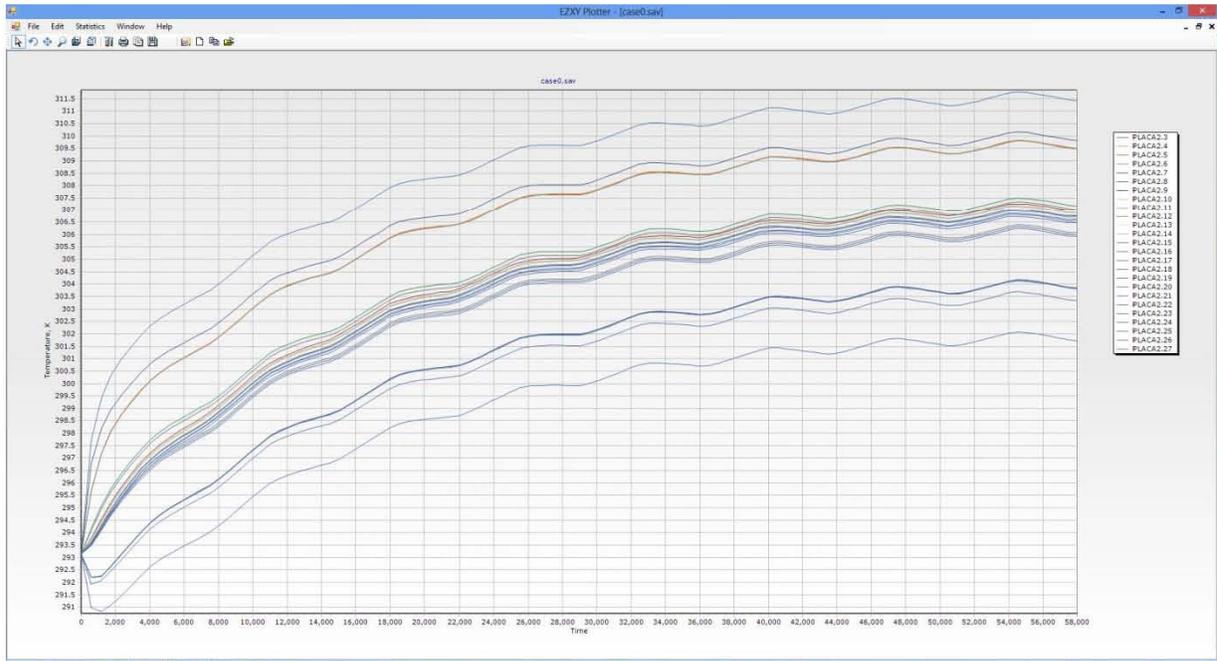
Caja 2



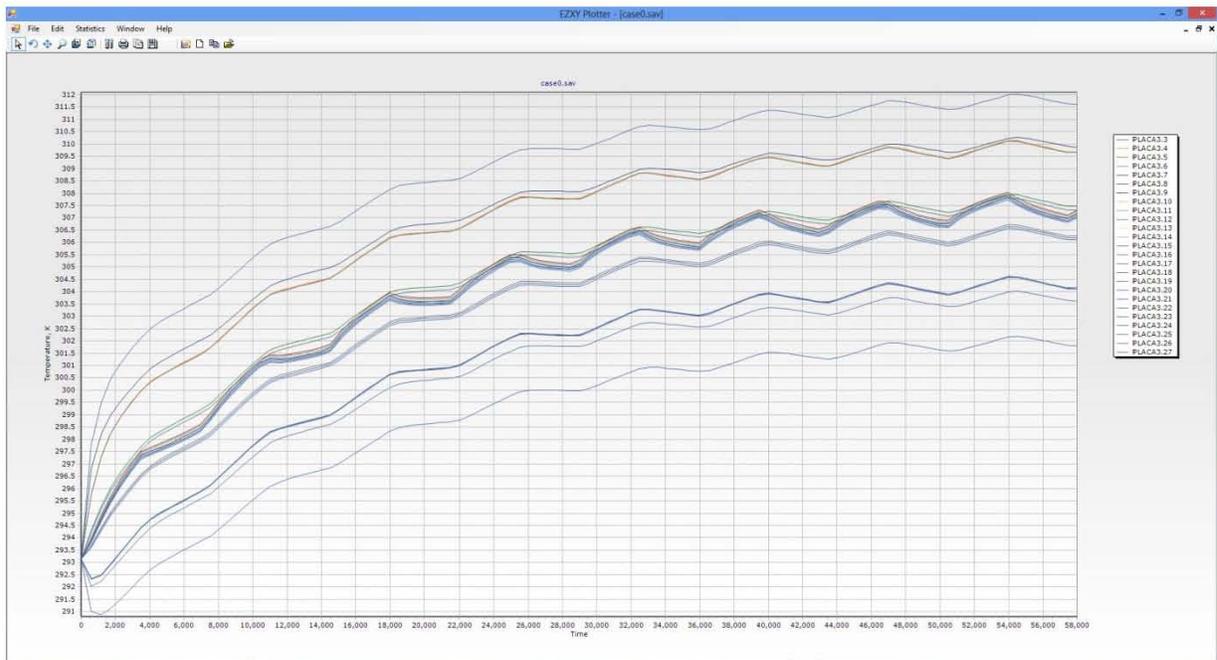
Caja 3



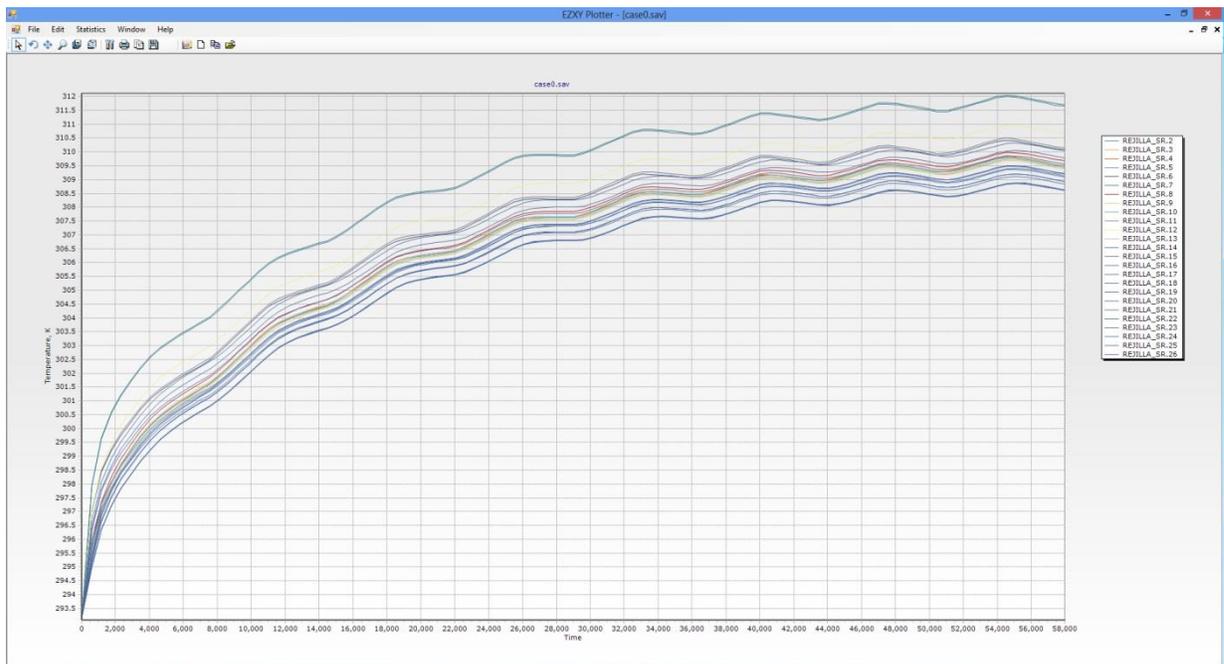
Placa 2



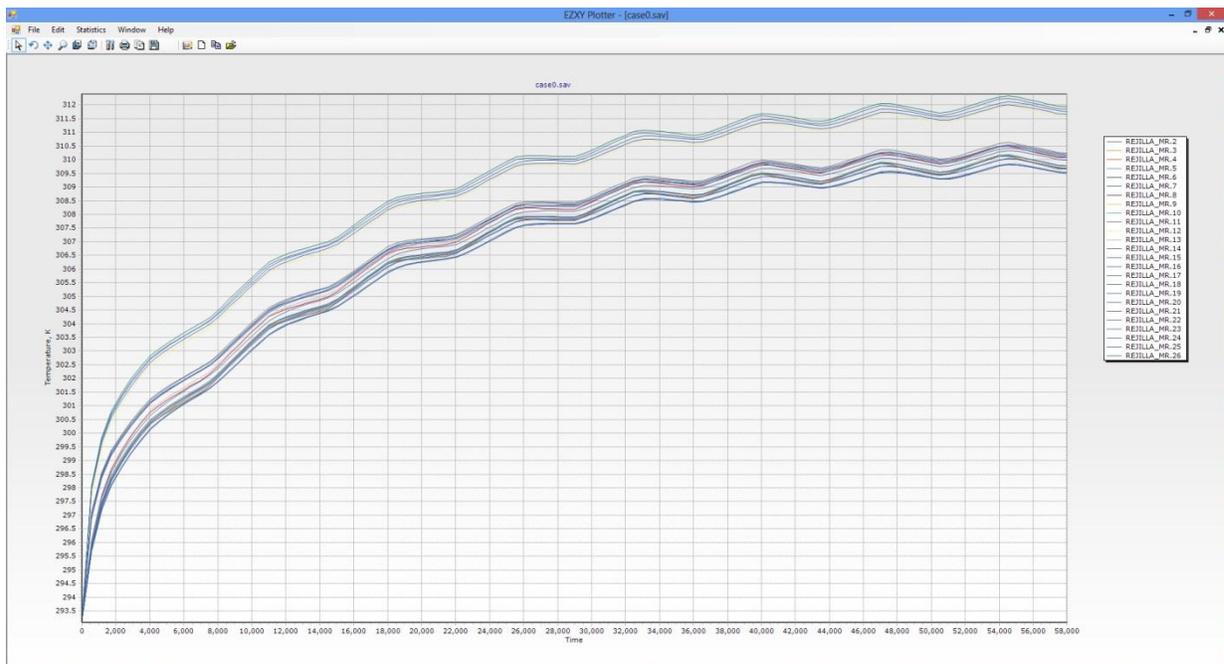
Placa 3



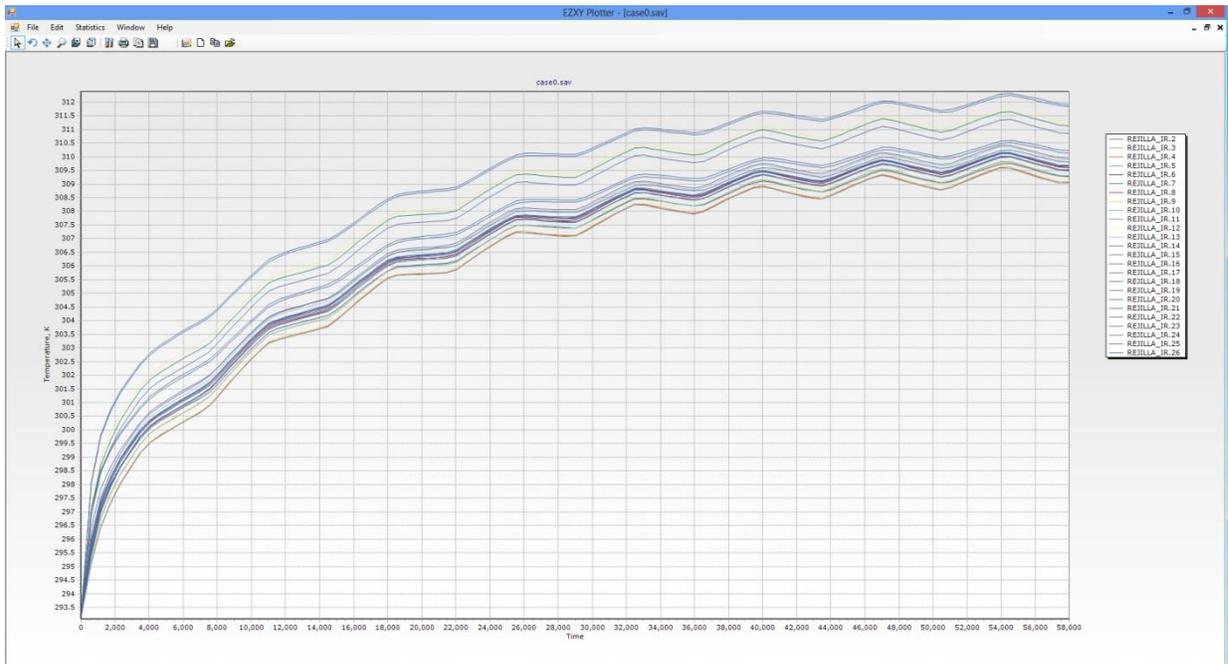
Rejilla Superior Derecha



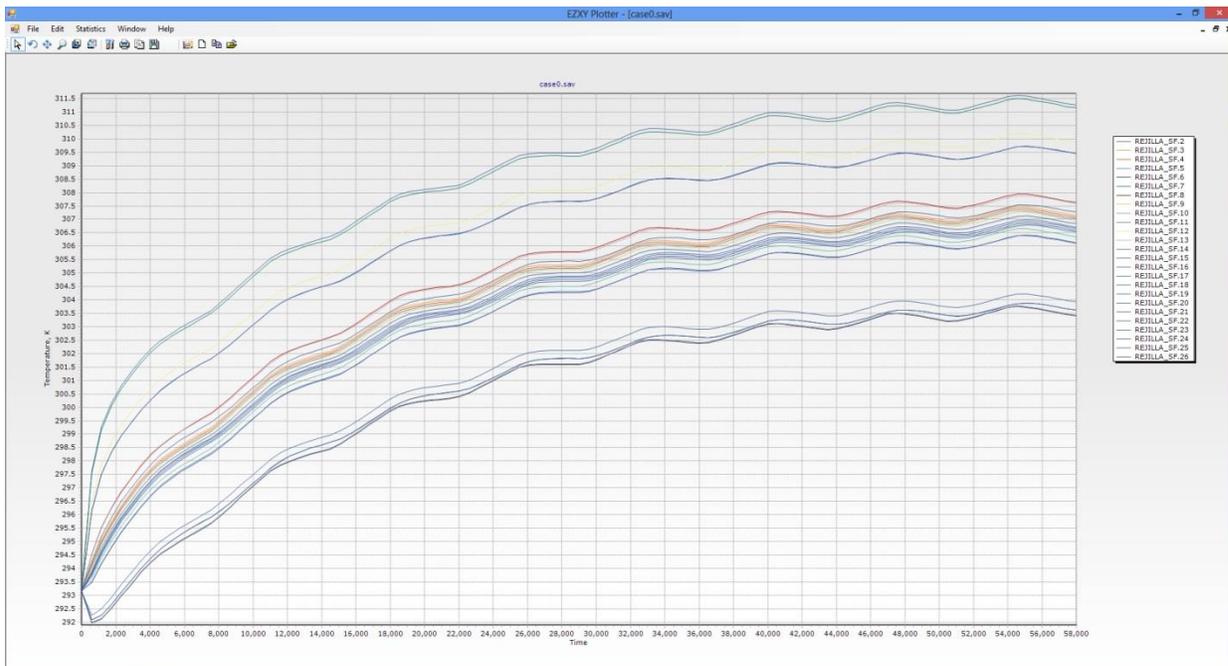
Rejilla Media Derecha



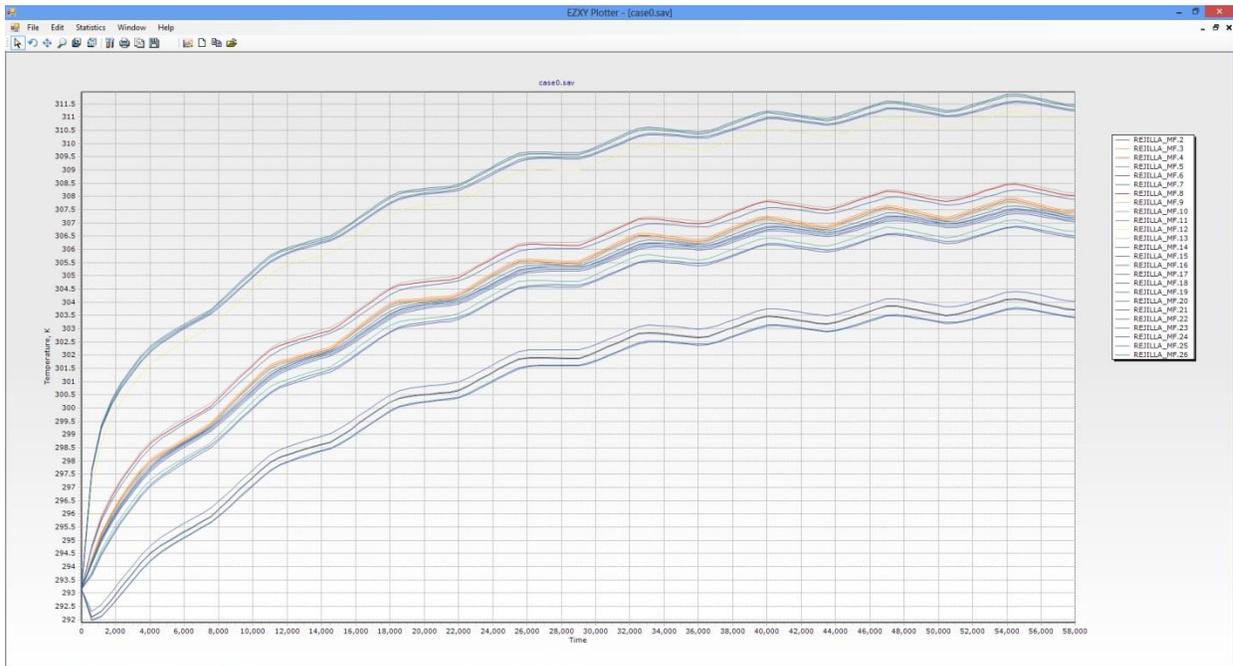
Rejilla Inferior Derecha



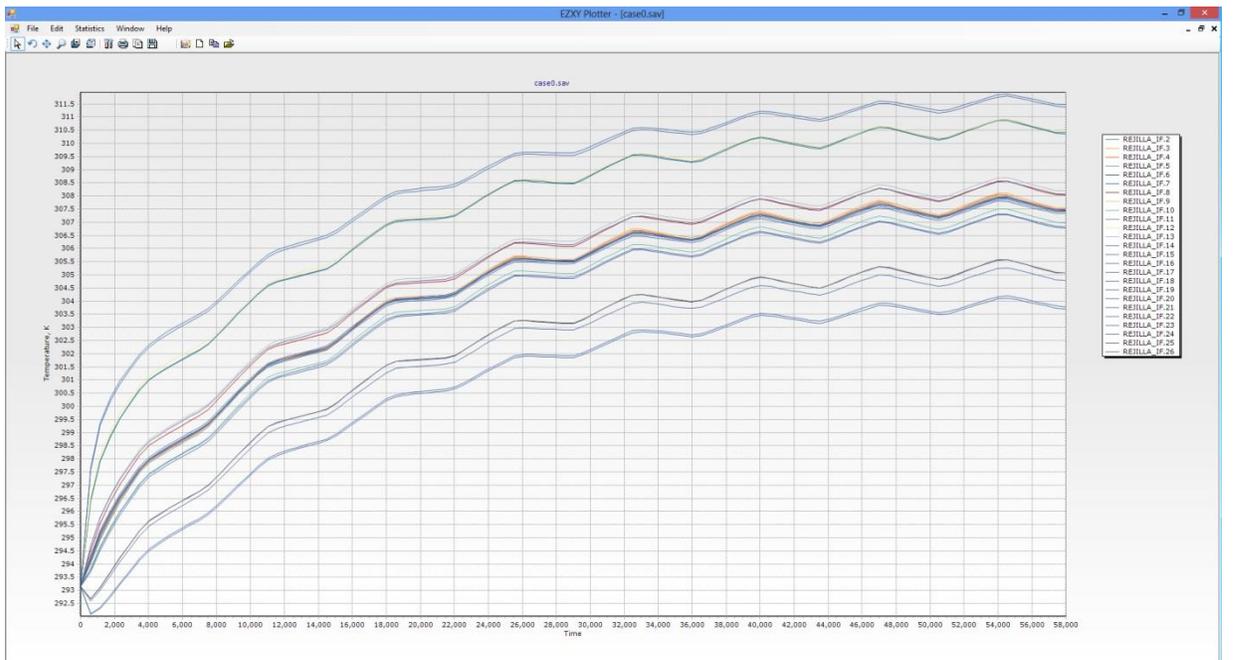
Rejilla Superior Frontal



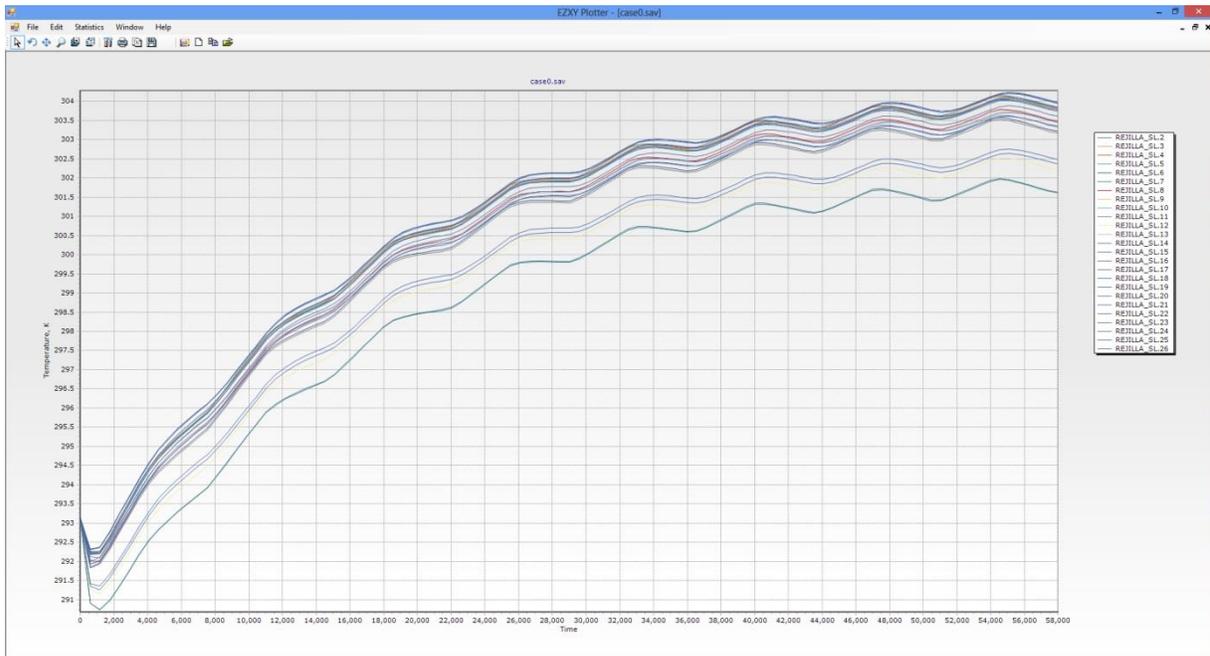
Rejilla Media Frontal



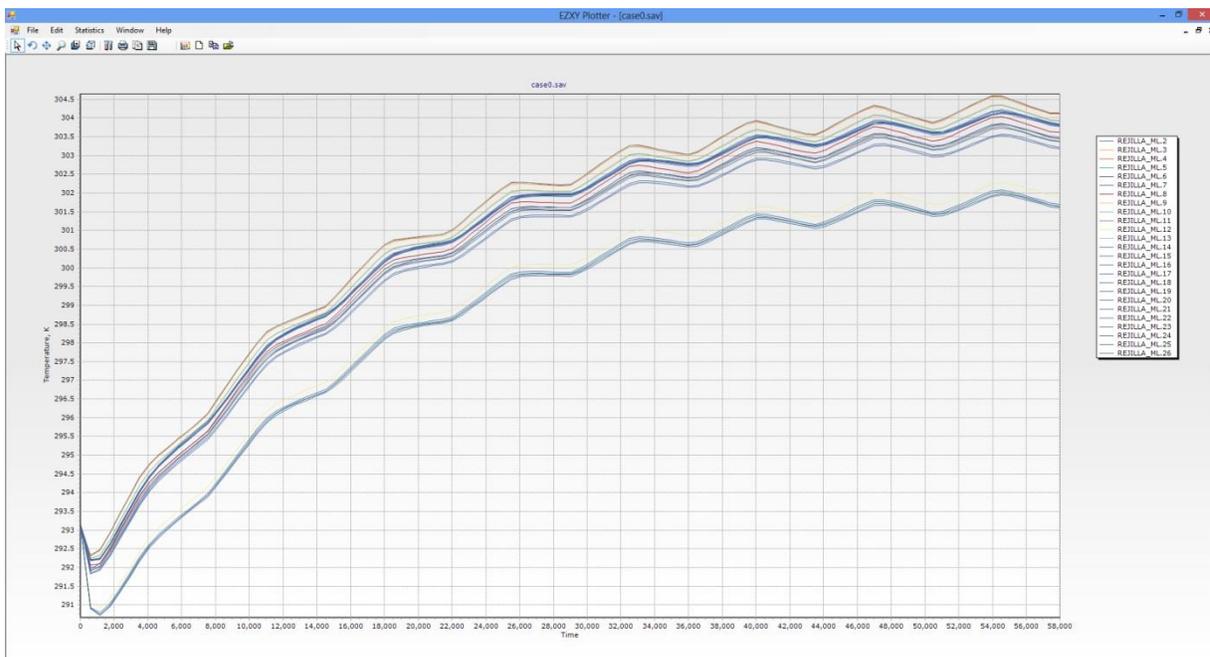
Rejilla Inferior Frontal



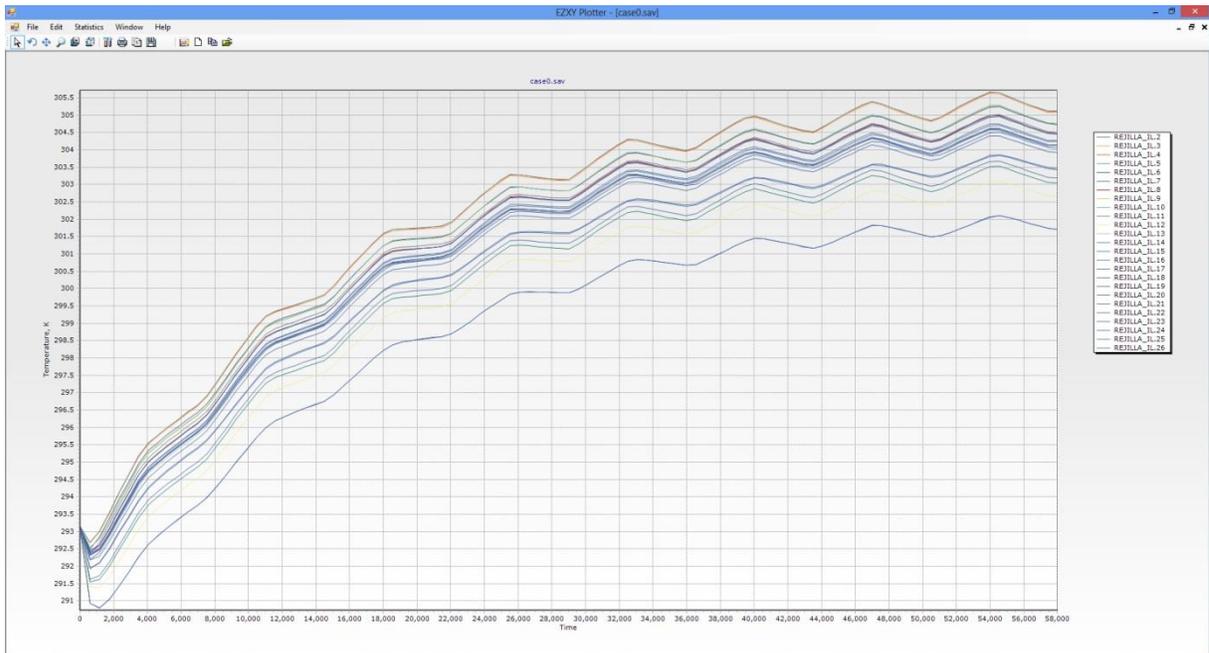
Rejilla Superior Izquierda



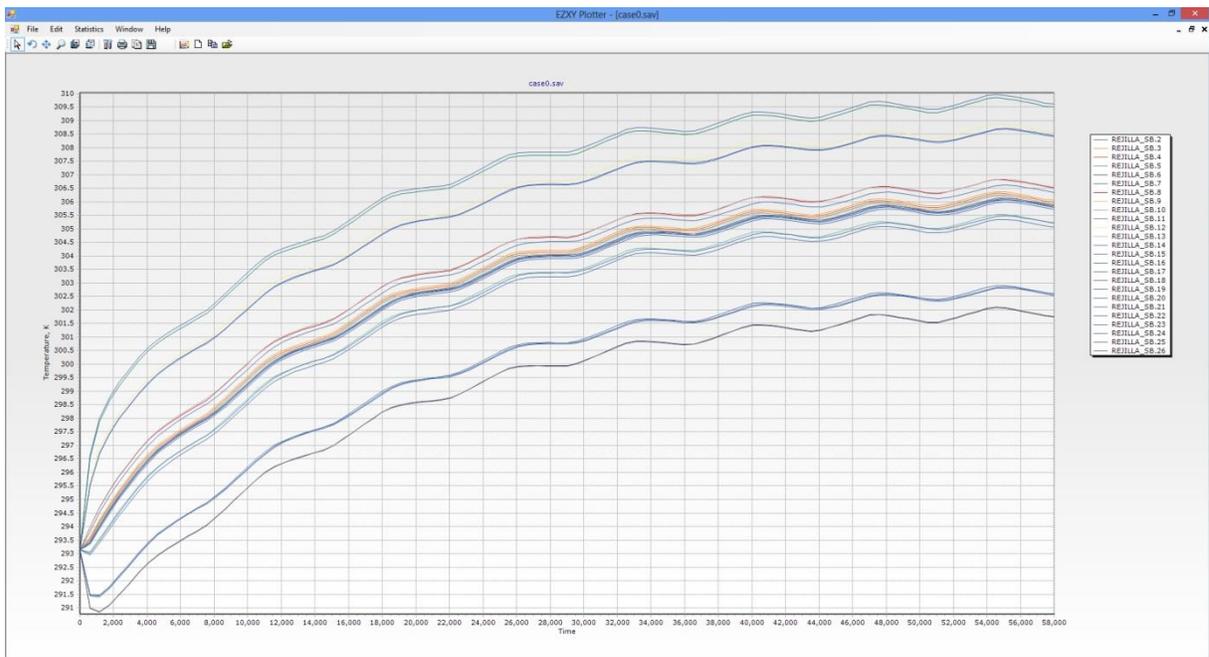
Rejilla Media Izquierda



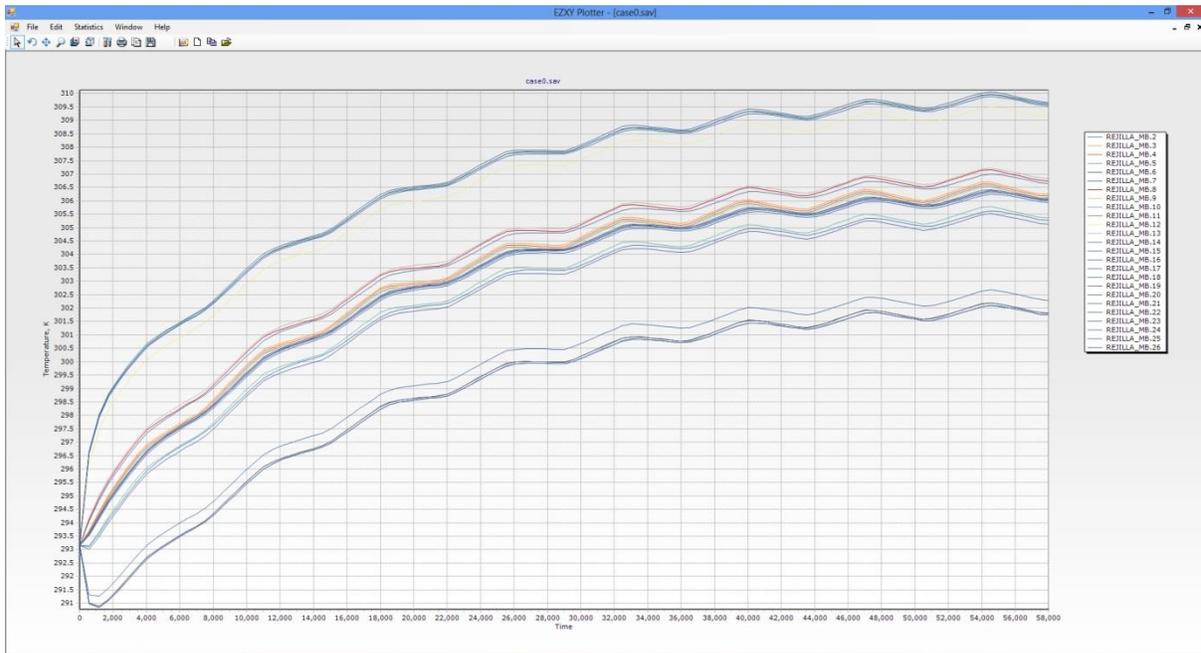
Rejilla Inferior Izquierda



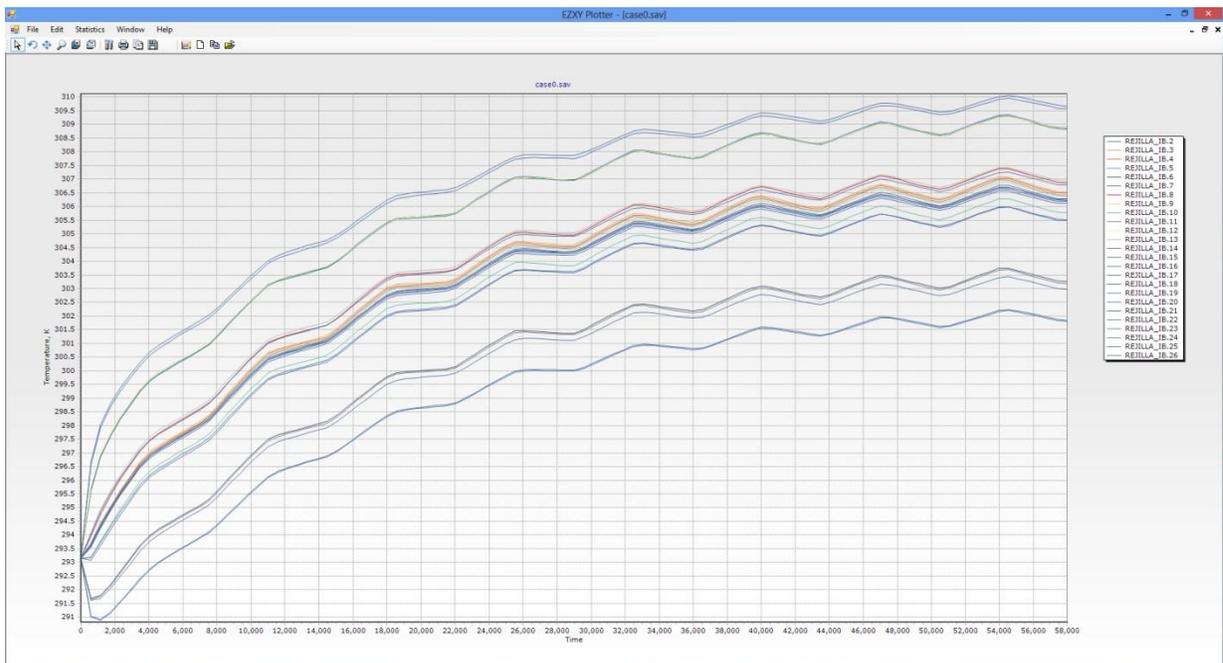
Rejilla Superior Trasera



Rejilla Media Trasera

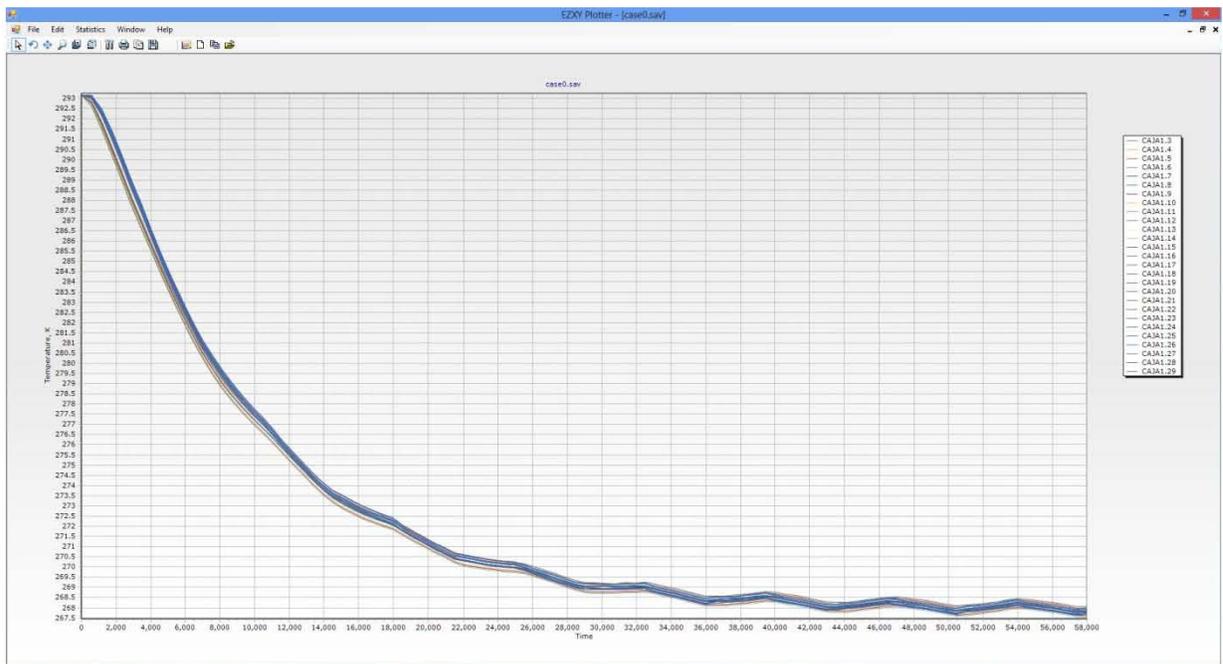


Rejilla Inferior Trasera

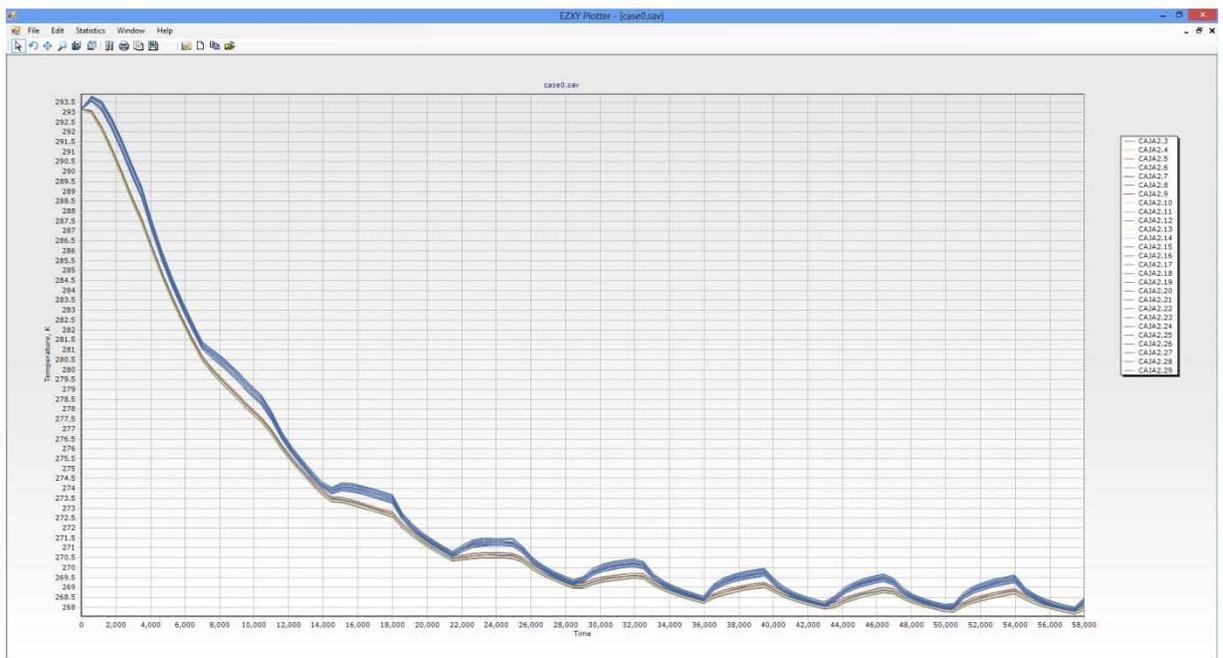


CON TCS - CASO EXTREMO FRÍO

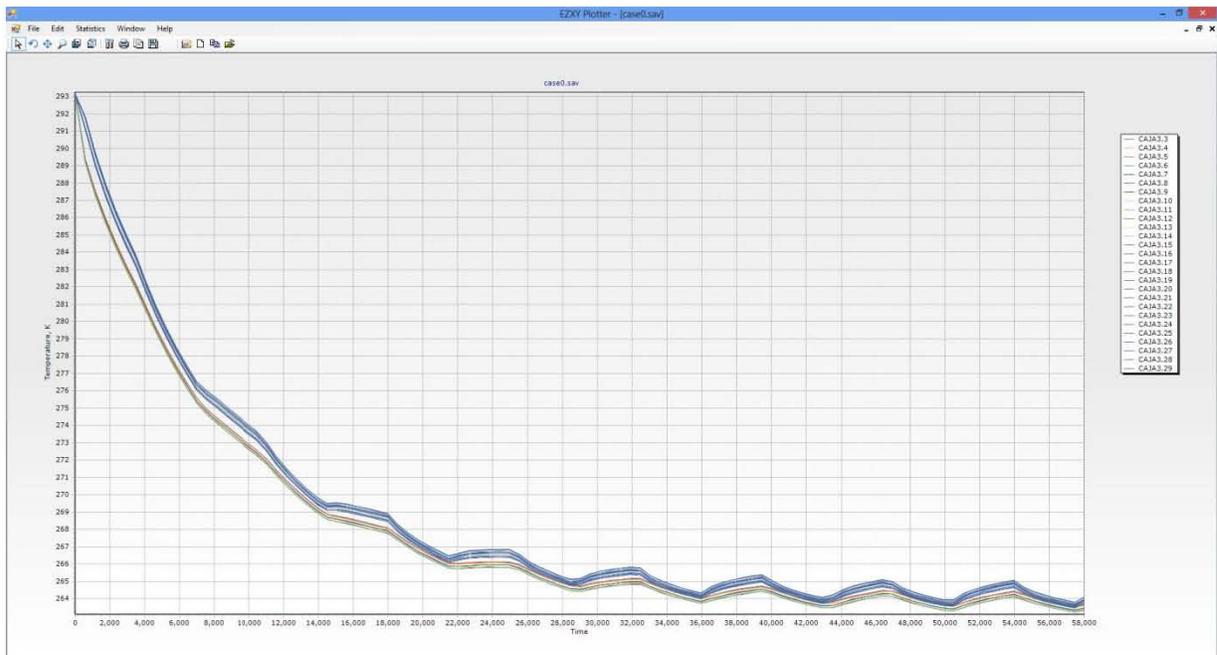
Caja 1



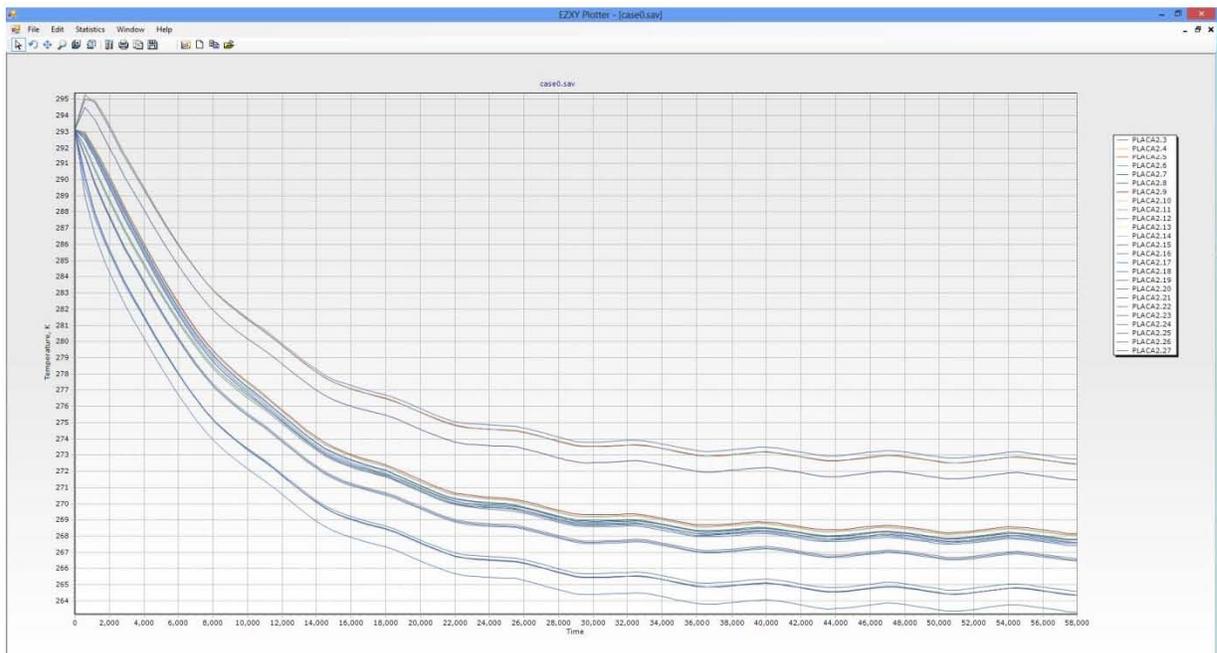
Caja 2



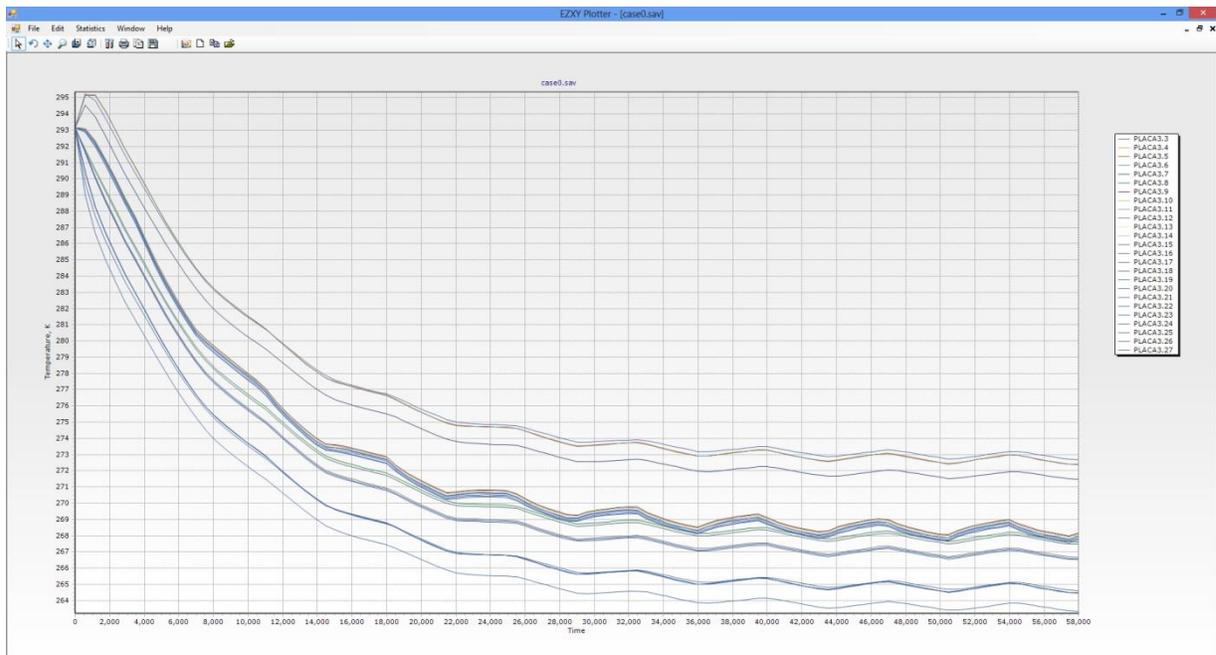
Caja 3



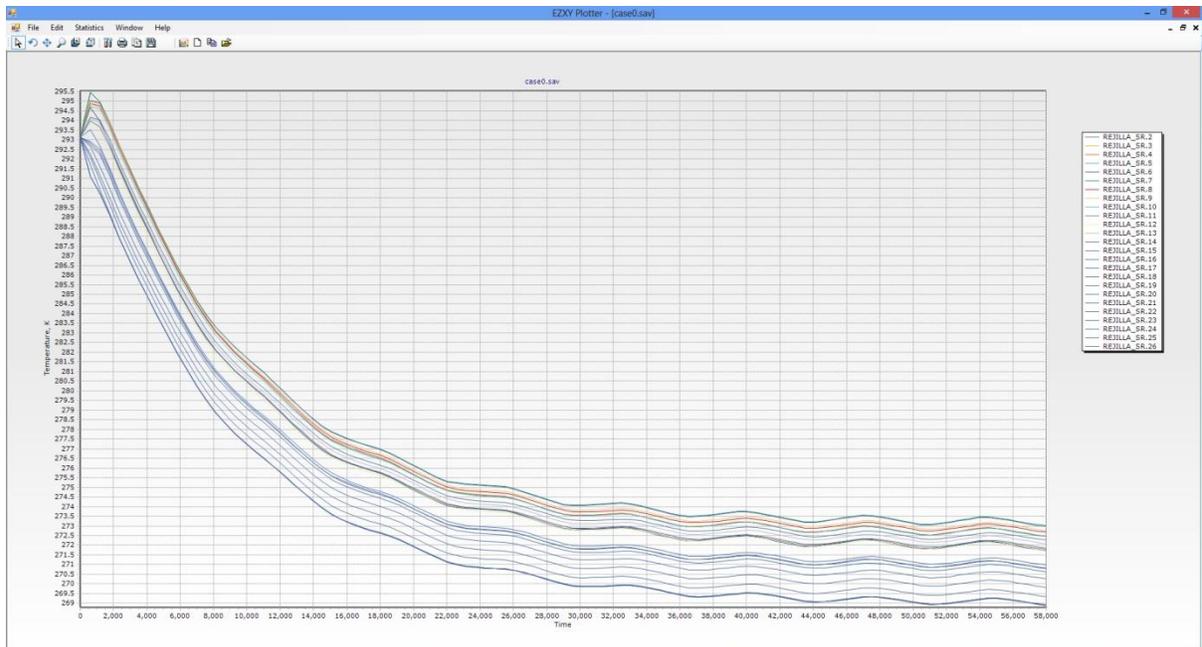
Placa 2



Placa 3



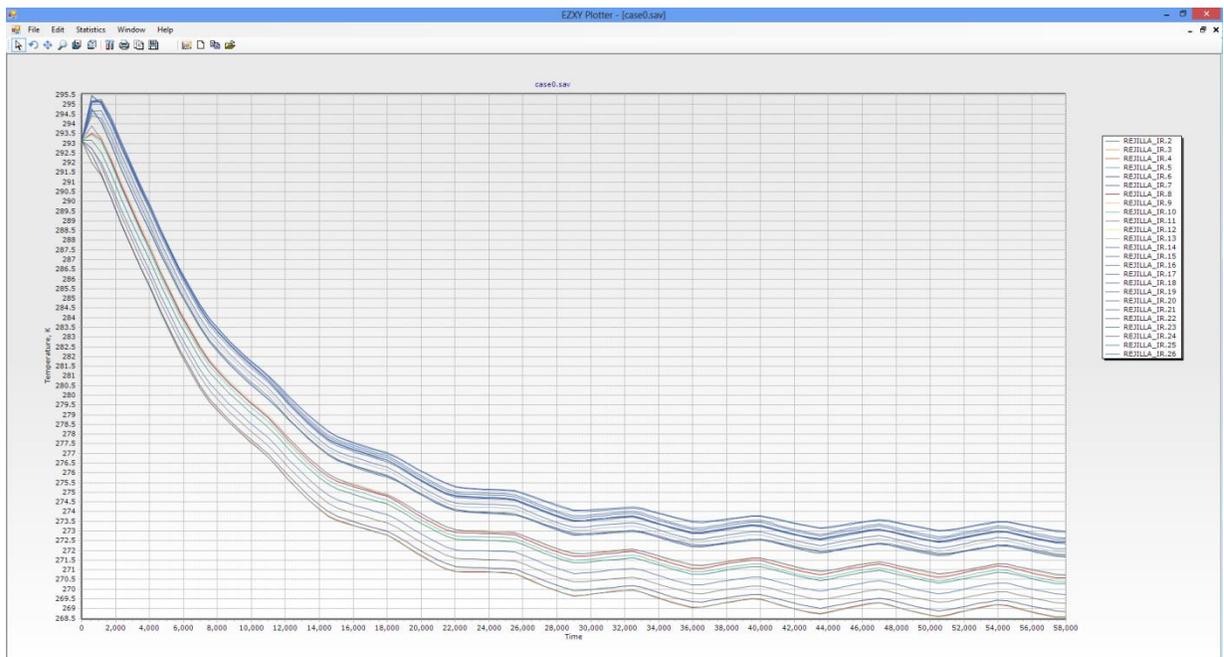
Rejilla Superior Derecha



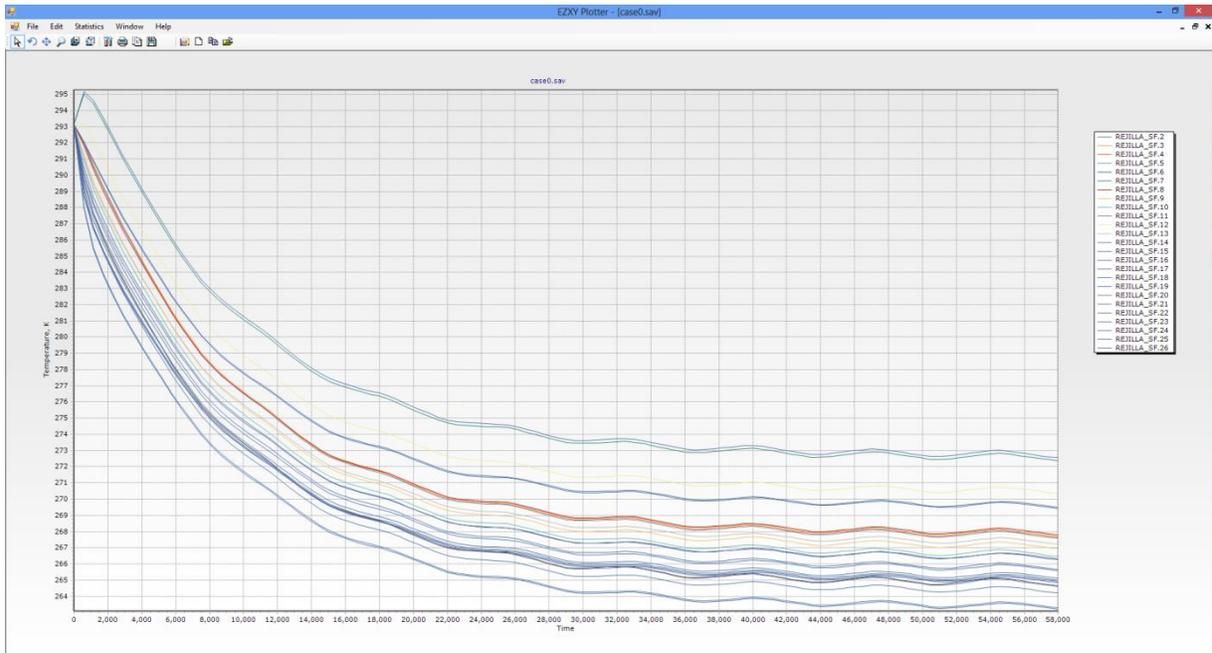
Rejilla Media Derecha



Rejilla Inferior Derecha



Rejilla Superior Frontal



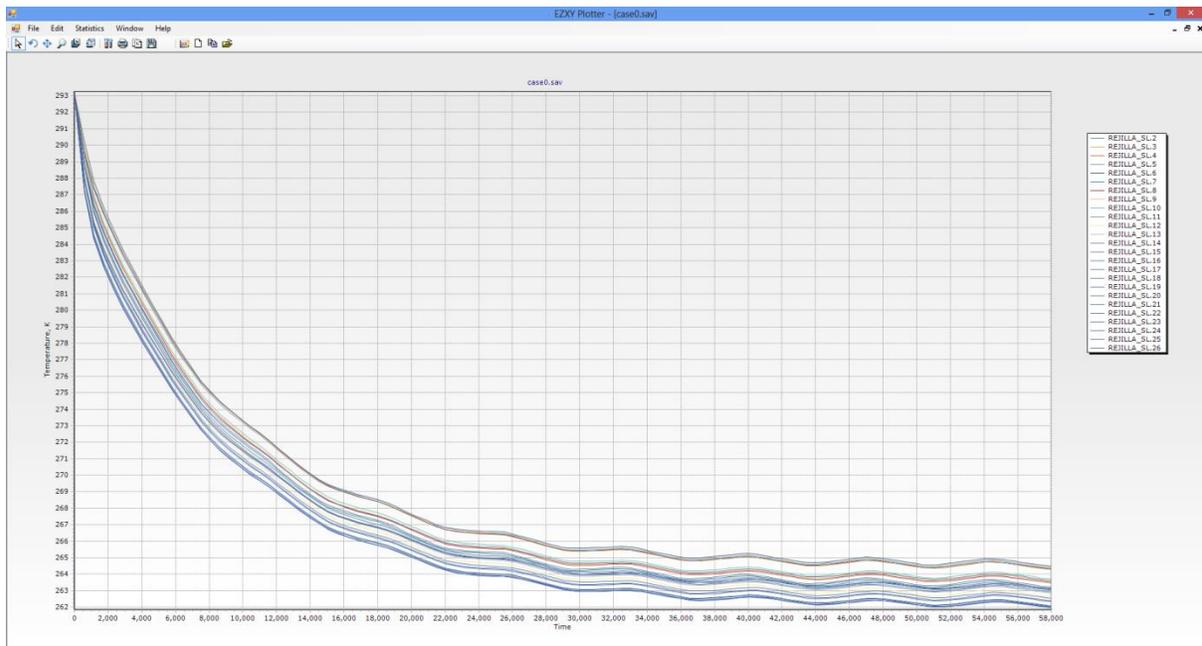
Rejilla Media Frontal



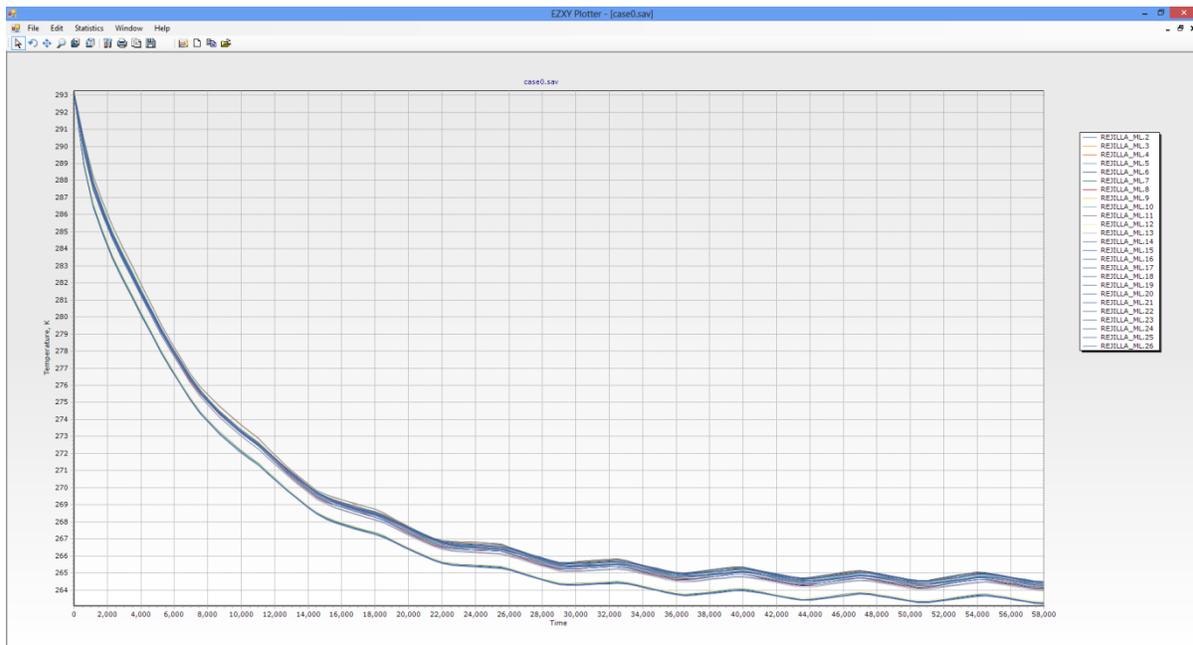
Rejilla Inferior Frontal



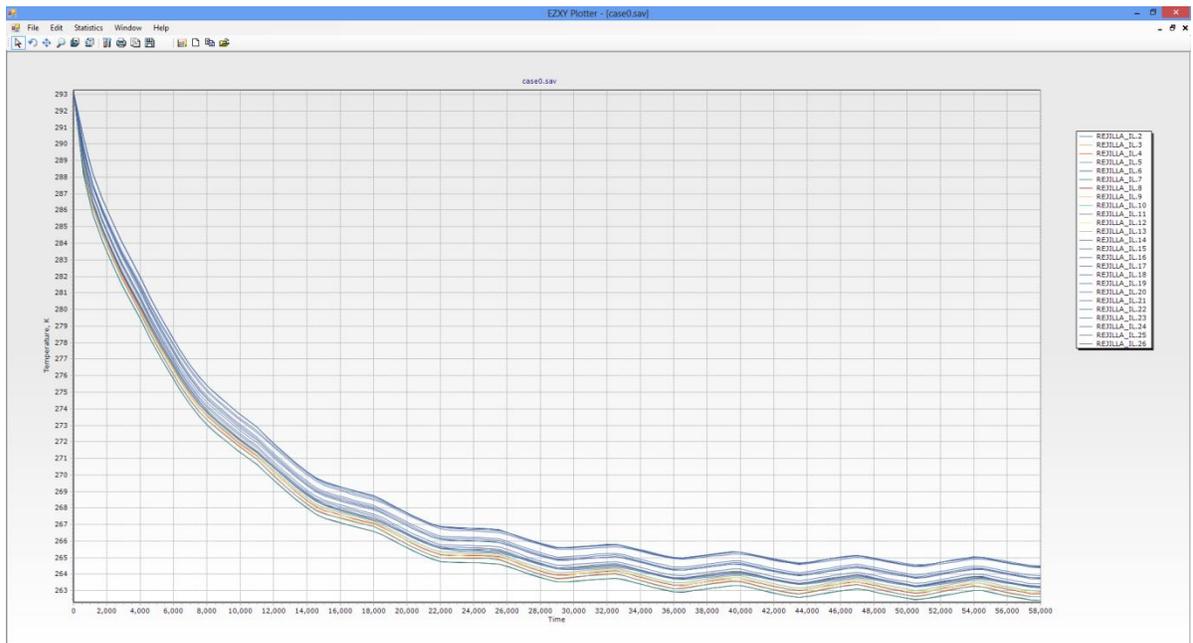
Rejilla Superior Izquierda



Rejilla Media Izquierda



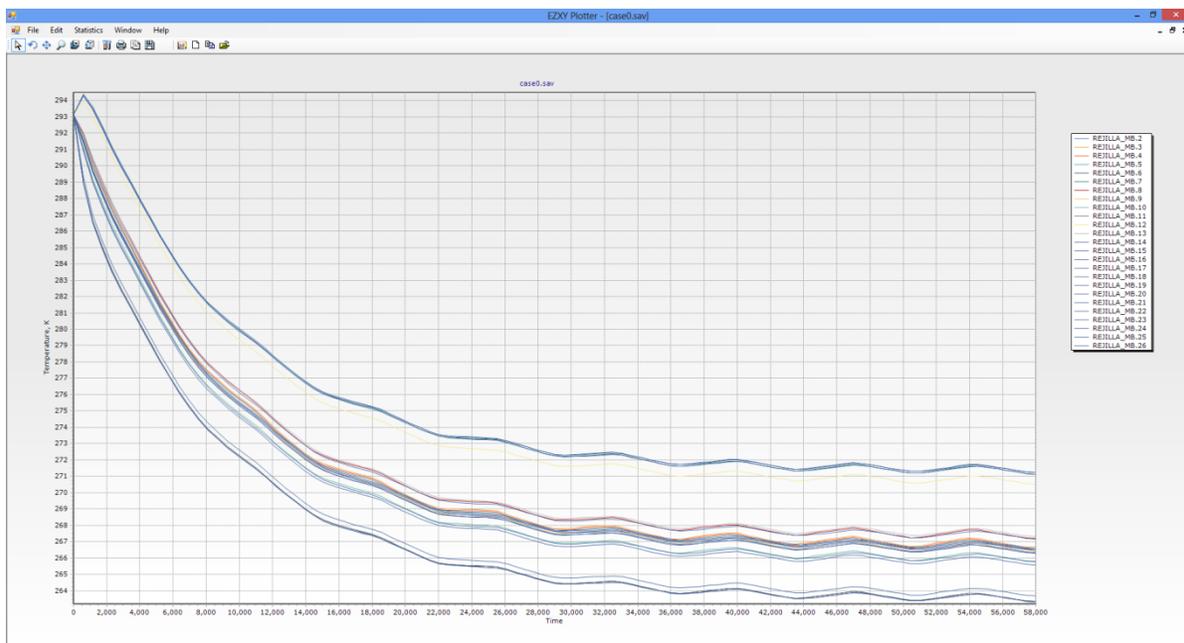
Rejilla Inferior Izquierda



Rejilla Superior Trasera



Rejilla Media Trasera

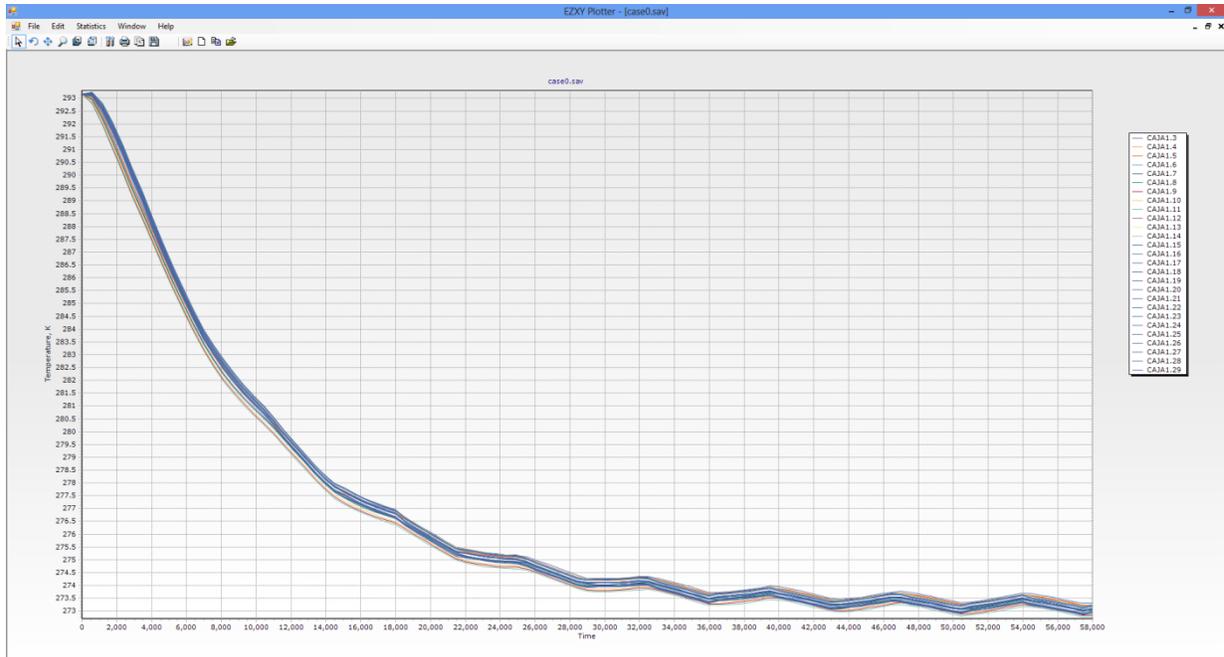


Rejilla Inferior Trasera

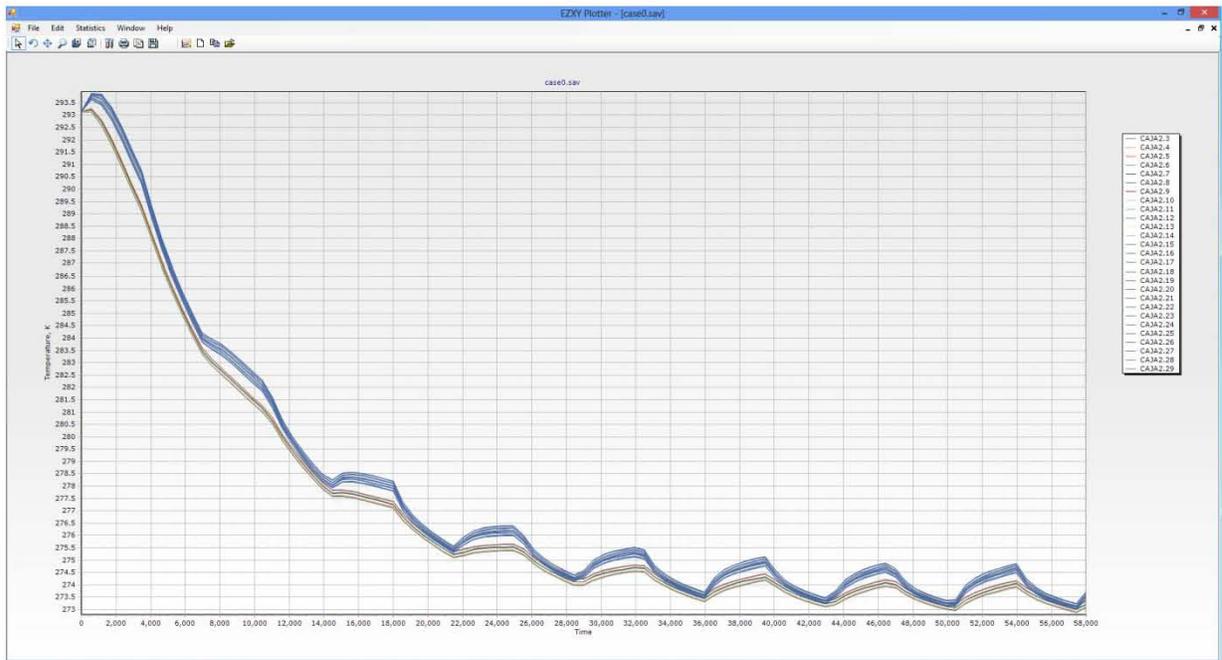


CON TCS - CASO EXTREMO CALIENTE

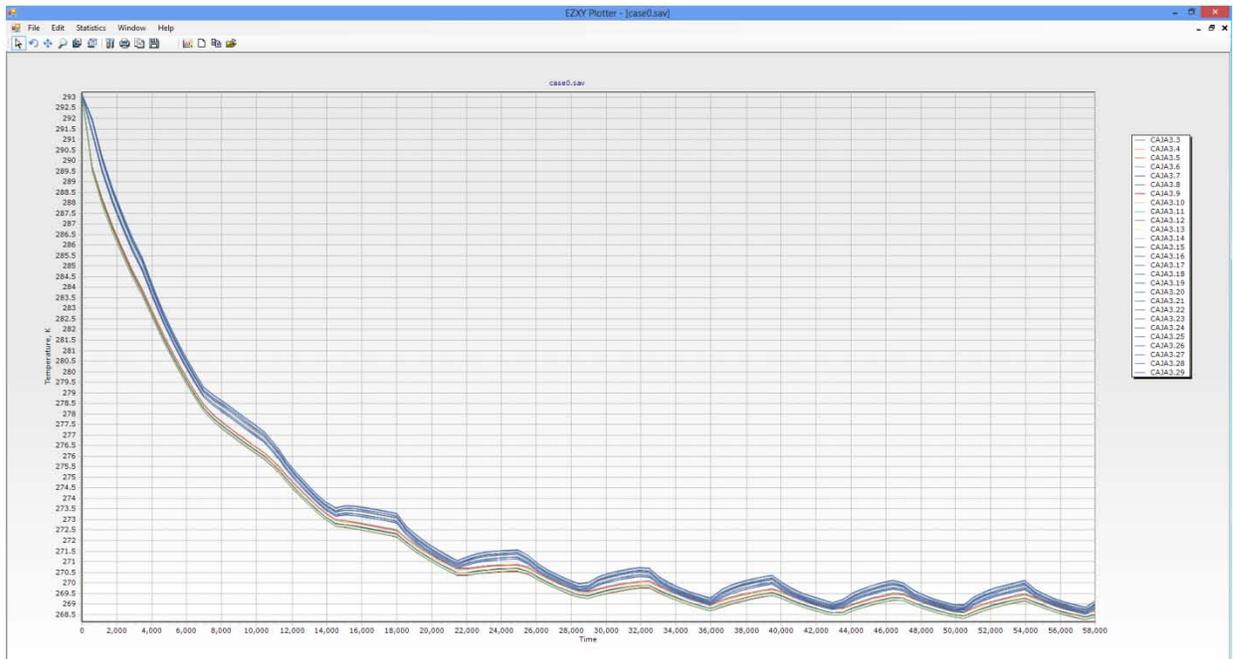
Caja 1



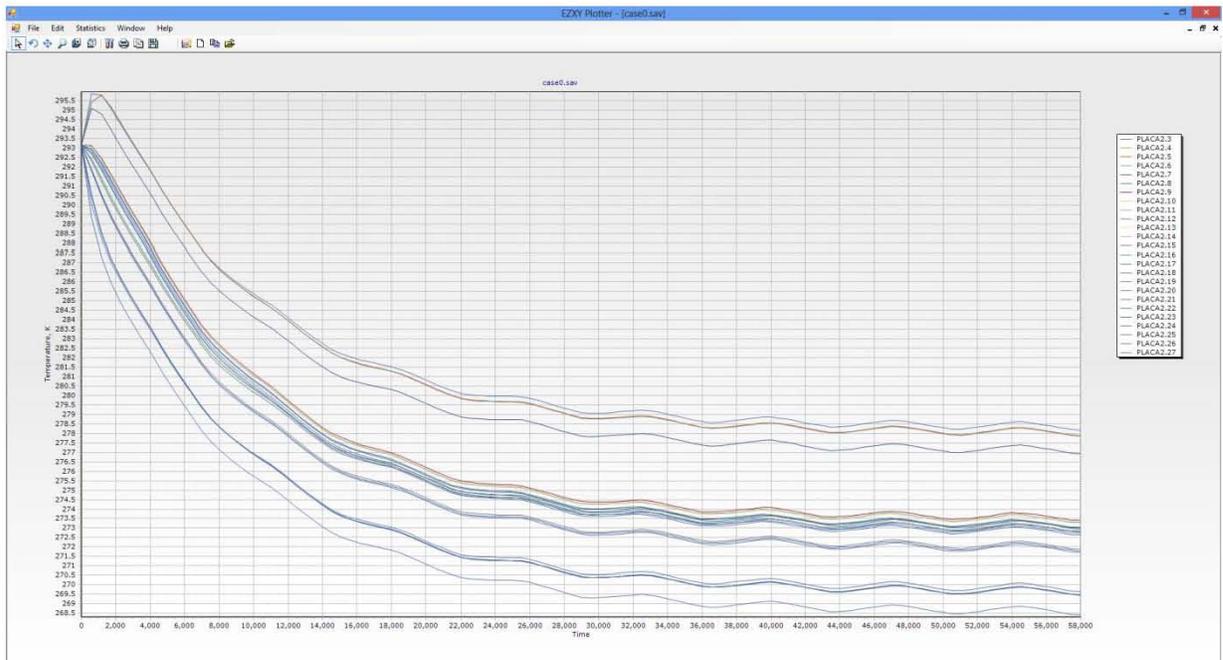
Caja 2



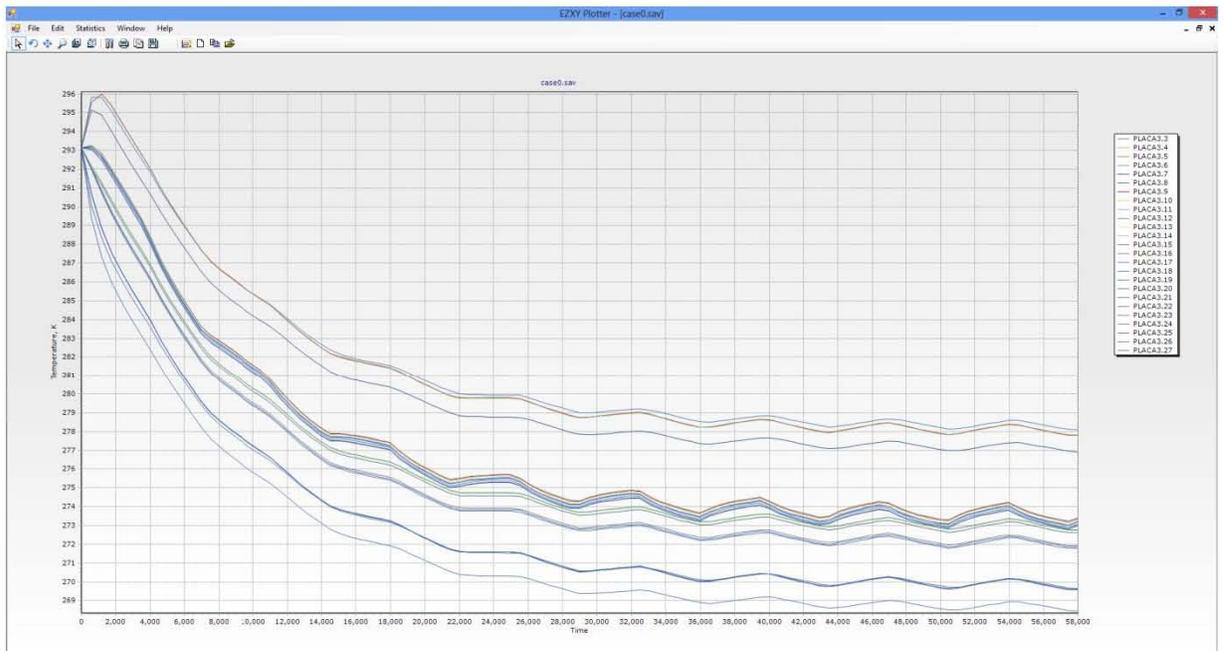
Caja 3



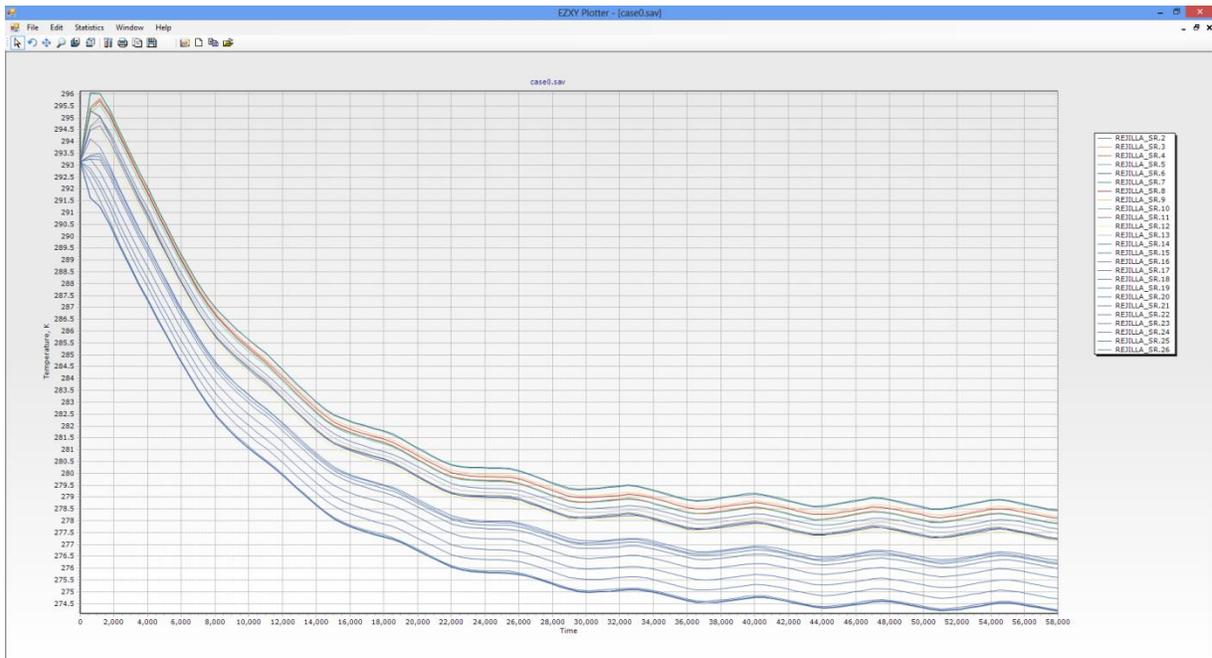
Placa 2



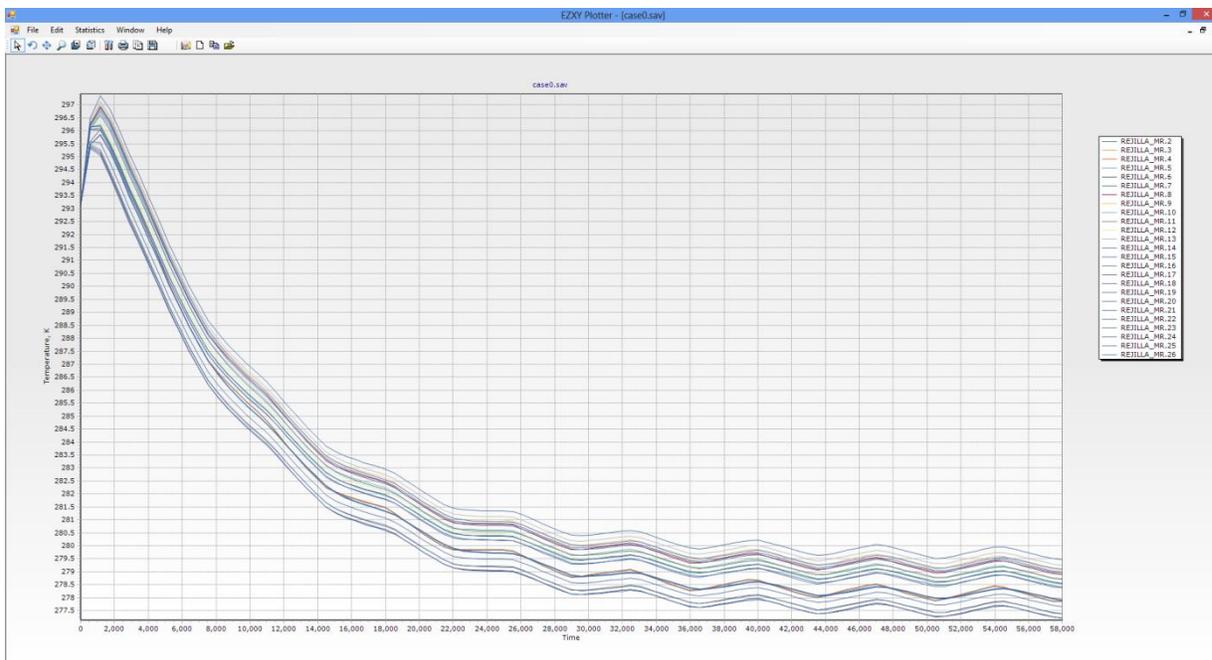
Placa 3



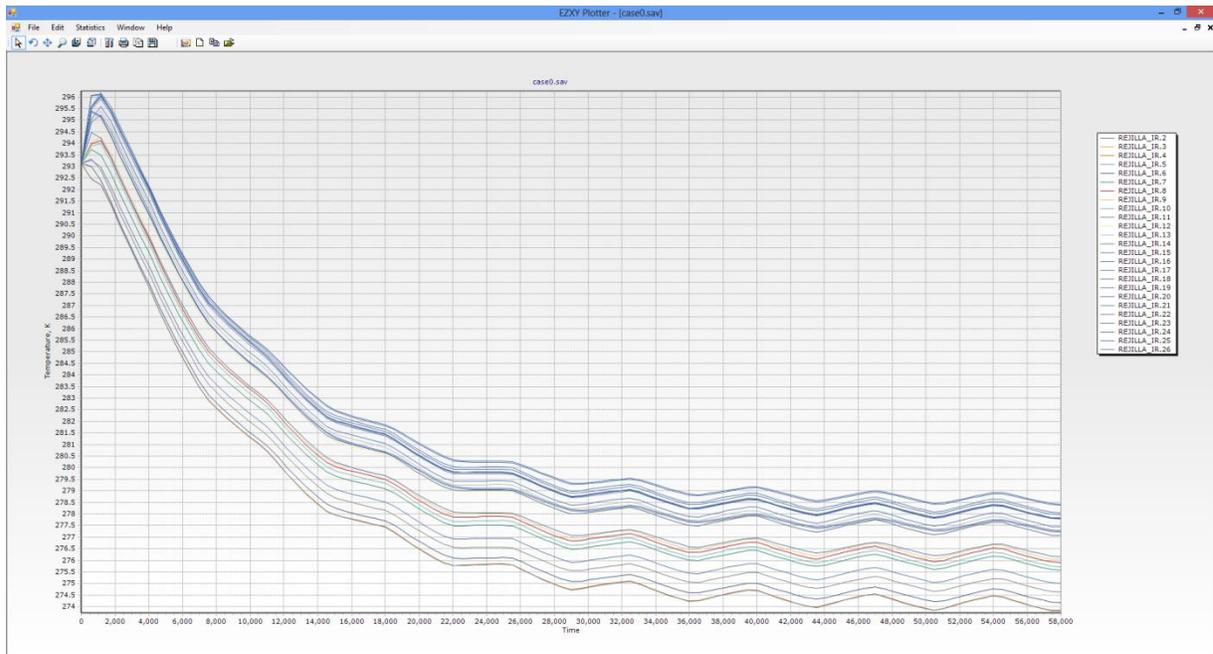
Rejilla Superior Derecha



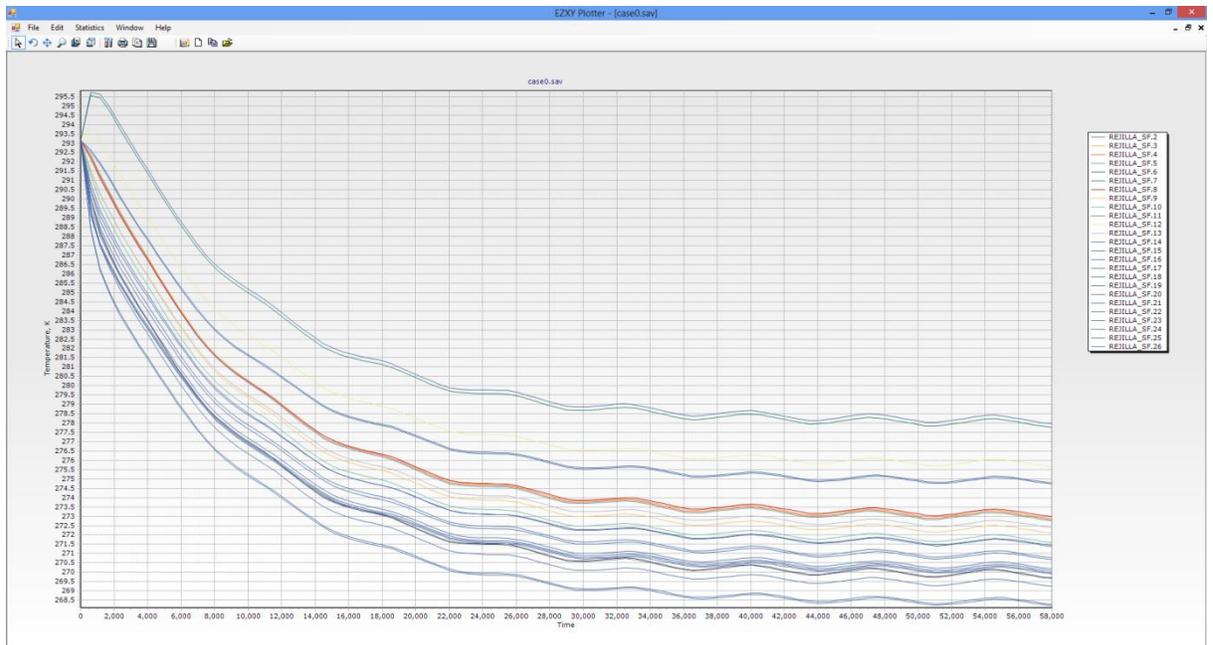
Rejilla Media Derecha



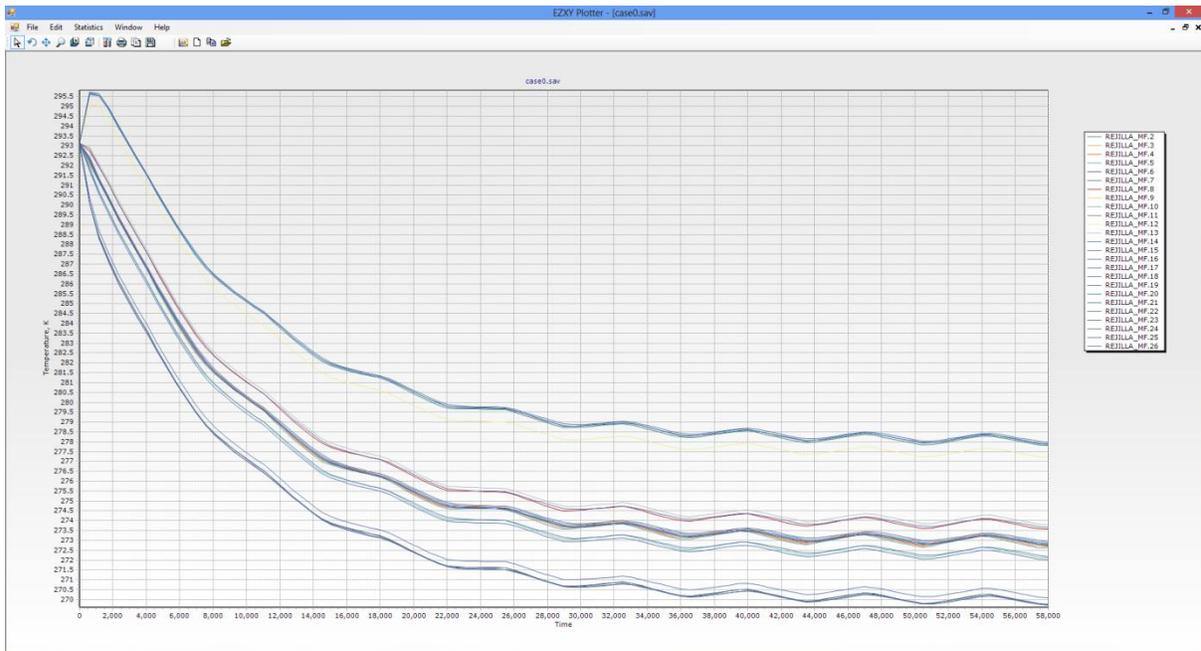
Rejilla Inferior Derecha



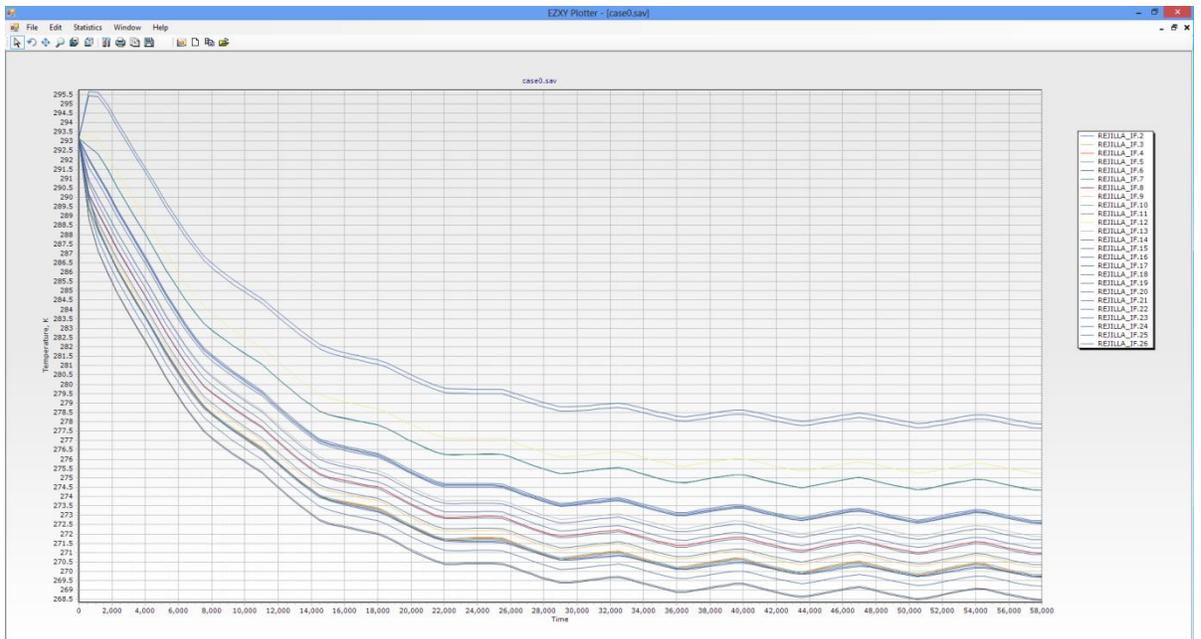
Rejilla Superior Frontal



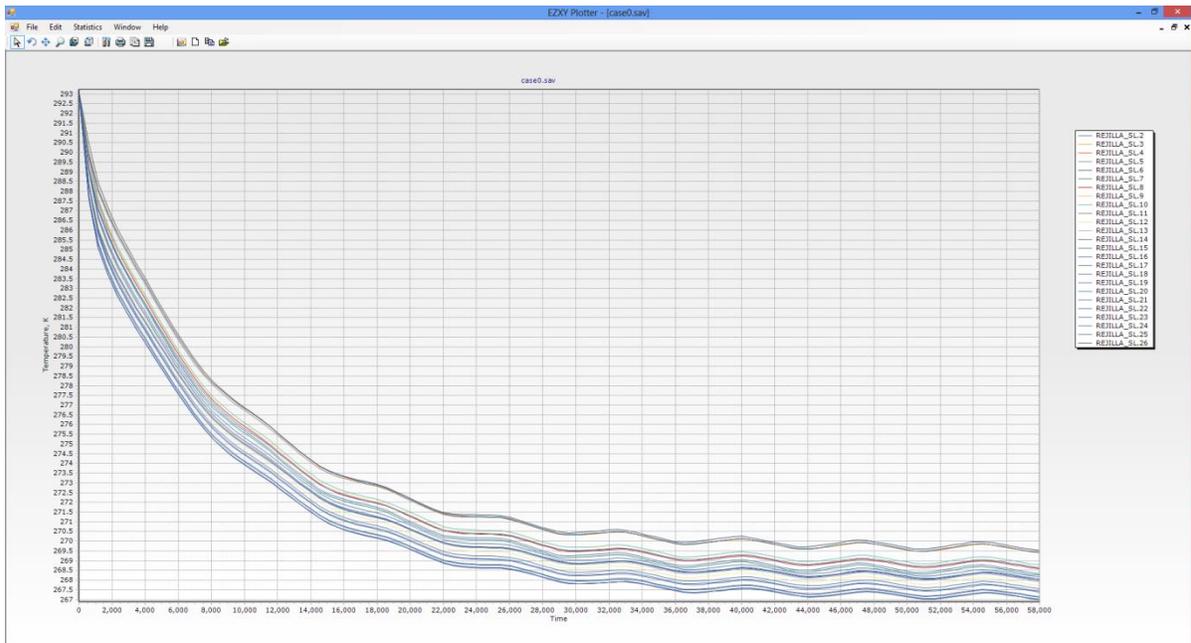
Rejilla Media Frontal



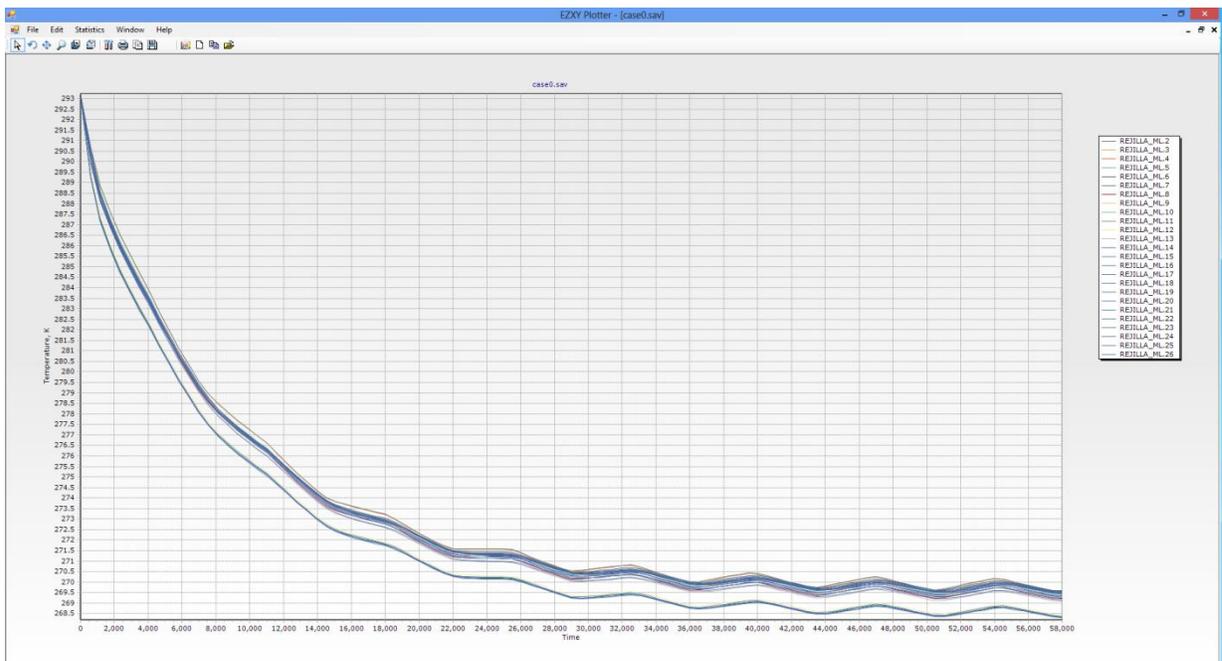
Rejilla Inferior Frontal



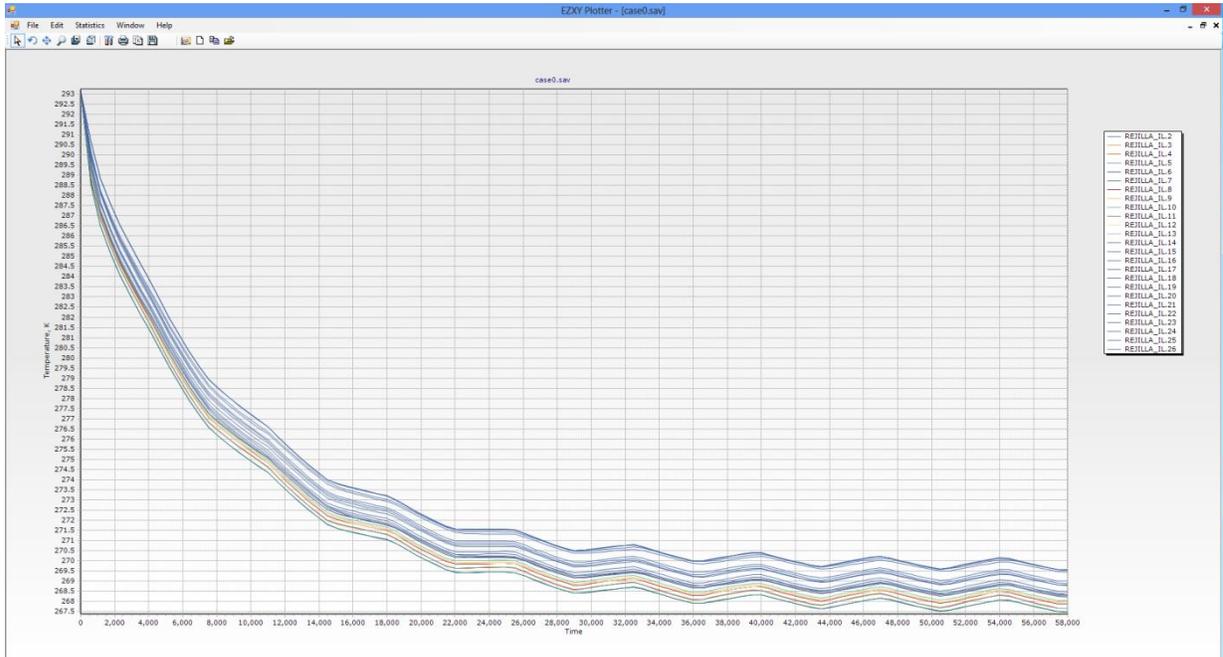
Rejilla Superior Izquierda



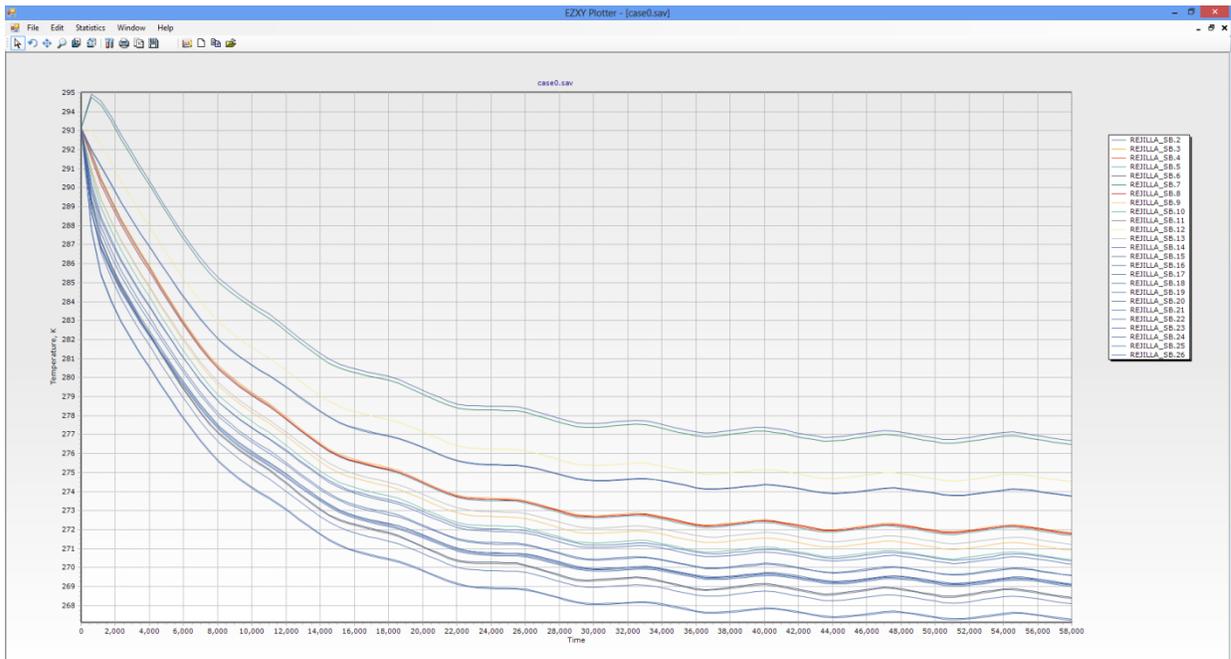
Rejilla Media Izquierda



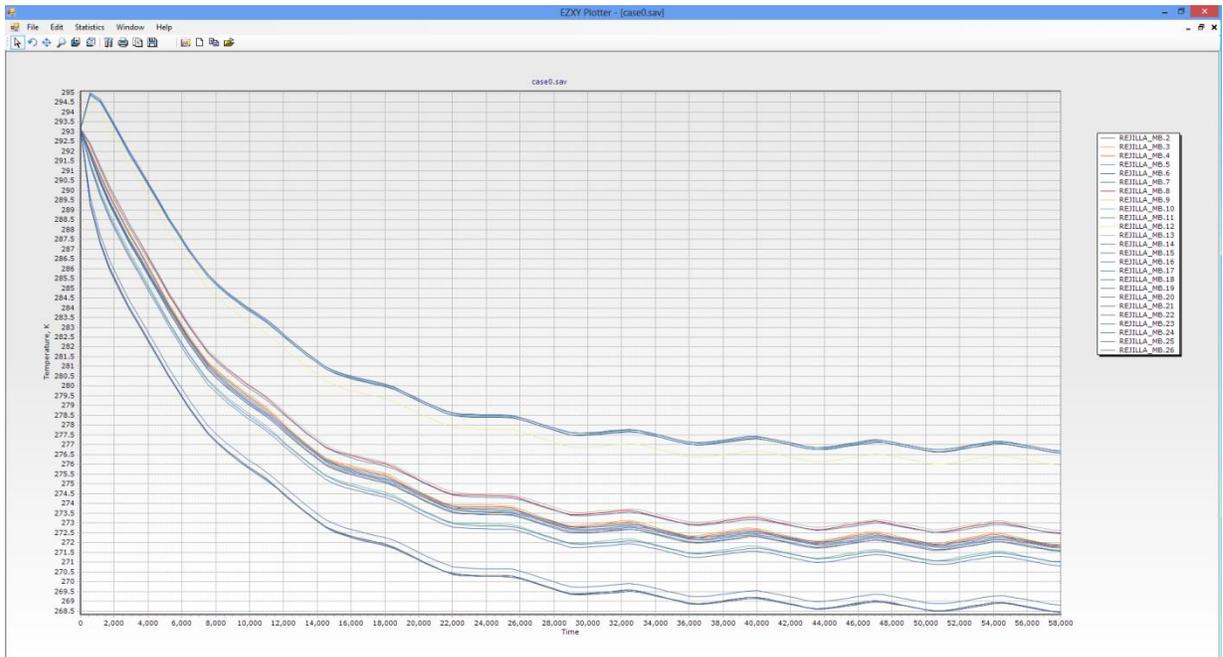
Rejilla Inferior Izquierda



Rejilla Superior Trasera



Rejilla Media Trasera



Rejilla Inferior Trasera

