



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA MECÁNICA–DISEÑO MECÁNICO

MODELADO TÉRMICO DE UN MICRO-SATÉLITE.
CASO QUETZAL.

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA

PRESENTA:
DAFNE GAVIRIA ARCILA

TUTORES PRINCIPALES
DR. SAÚL DANIEL SANTILLAN GUTIERREZ
FACULTAD DE INGENIERÍA
DR. WILLIAM VICENTE Y RODRÍGUEZ
INSTITUTO DE INGENIERÍA

CO-TUTOR
DR. GUSTAVO ADOLFO MEDINA TANCO
INSTITUTO DE CIENCIAS NUCLEARES

MÉXICO, D. F. JUNIO, 2014

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Gustavo Adolfo Medina Tanco

Secretario: Dr. William Vicente y Rodríguez

Vocal: Dr. Saúl Daniel Santillán Gutiérrez

1^{er.} Suplente: Dr. Carlos Romo Fuentes

2^{d o.} Suplente: Dr. José Alberto Ramírez Aguilar

Lugar o lugares donde se realizó la tesis:
Facultad de Ingeniería, CAT, UNAM Juriquilla.

TUTORES DE TESIS:

Dr. Saúl Daniel Santillán Gutiérrez

Dr. William Vicente y Rodríguez

FIRMA

FIRMA

Dr. Gustavo Adolfo Medina Tanco

FIRMA

“La gota no perfora la roca por su fuerza si no por su constancia”

Ovidio.

Agradecimientos

Agradezco a Dios por darme salud y fuerza para avanzar cada día en la búsqueda de mis sueños.

Agradezco a mi mamá, “Betica” por todos los años de dedicación, paciencia, amor y por todos sus consejos que me enseñaron a no desistir nunca.

A mi more Isaías por acompañarme y apoyarme a alcanzar este logro lleno de aventuras.

A mi familia que se encuentra lejos pero aun así la llevo en mi corazón, por sus enseñanzas y la disciplina que siempre me inculcaron

A mis amigas y amigos por compartir conmigo momentos tan especiales, risas y recuerdos que siempre permanecerán en mi mente.

A mis tutores el Dr. Saúl Santillán por confiar en que esta tesis sería posible en mis manos, al Dr. Gustavo Medina por guiarme en el momento en el que me encontraba más desorientada, al Dr. William Vicente por la claridad de sus ideas e ímpetu que me da para seguir adelante y que me ha dado desde la licenciatura, al Dr. Jorge Ferrer por transferirme sus conocimientos, sus experiencias de vida y profesionales que me permitieron día a día subir un peldaño en este largo recorrido para alcanzar mis sueños y seguirlos buscando, por la confianza que me brindo para poder obtener estos grandes resultados en mi vida, al Dr. Carlos Romo y al Dr. Alberto Ramírez por el ejemplo que me han dado al demostrar que con constancia y dedicación pudieron vencer todos los obstáculos para obtener los objetivos deseados y que continúan en la lucha por cambiar la educación espacial en nuestro país, al Mtro. Emilio Sánchez por siempre estar allí en las buenas y en las malas apoyándome y aconsejándome para que todo salga bien, al Dr. Ricardo Vázquez Robledo por su amistad y perseverancia, a todo el Centro de Alta Tecnología por dejarme ser parte de de este gran equipo.

Al Dr. Paulo Lozano y Dr. Avar Saenz-Otero por permitirme ser parte del programa de los fondos semilla del MIT (Massachusetts Institute of Technology), MISTI, para el desarrollo de este gran proyecto.

Al Conacyt, al STK Systems Tool Kit® y al C&R Thermal Desktop®.

Índice

AGRADECIMIENTOS	1
ÍNDICE.....	2
ÍNDICE DE FIGURAS.....	4
ÍNDICE DE TABLAS.....	10
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN	13
1.1. ANTECEDENTES	13
1.2. OBJETIVOS DE LA TESIS.	15
1.3. MOTIVACIÓN DE LA TESIS.....	15
1.4. ESTRUCTURA DE LA TESIS.....	15
CAPÍTULO 2. CARACTERÍSTICAS Y REQUERIMIENTOS DE LA MISIÓN	16
2.1. ESTRUCTURA Y CONFIGURACIÓN DEL SATÉLITE.....	16
2.1.1. <i>Sistema de potencia</i>	19
2.1.2. <i>Sistema de telecomunicaciones</i>	19
2.1.3. <i>Computadora de abordo.</i>	19
2.1.4. <i>Instrumentación de la carga útil</i>	20
2.1.5. <i>Sistema de navegación.</i>	20
2.1.6. <i>Sistema de orientación y estabilización (ADCS Attitude determination control system)</i> ..	21
2.1.7. <i>Sistema de telemetría</i>	21
2.2. DEFINICIÓN DEL TIPO DE ÓRBITA.....	21
2.2.1. <i>Elementos clásicos orbitales</i>	23
2.2.2. <i>Análisis de la órbita</i>	25
CAPÍTULO 3. CONOCIMIENTOS PREVIOS AL ANÁLISIS.....	38
3.1. AMBIENTE ESPACIAL.....	38
3.1.1. <i>Radiación por ionización:</i>	38
3.1.2. <i>Erupciones Solares</i>	40
3.2. AMBIENTE TÉRMICO (FUENTES DE CALOR).....	41
3.2.1. <i>Radiación solar directa</i>	42
3.2.2. <i>Albedo</i>	42
3.2.3. <i>Radiación Infrarroja de la Tierra</i>	43
3.2.4. <i>Radiación emitida por el satélite</i>	44
3.3. TIPOS DE CONTROL TÉRMICO	44
3.3.1. <i>Control Pasivo</i>	44
3.3.2. <i>Activo</i>	50
3.4. PRINCIPALES FOCOS DE ATENCIÓN	67
CAPÍTULO 4. ECUACIONES DE TRANSFERENCIA DE CALOR	68
4.1. CONVECCIÓN.....	68
4.2. CONDUCCIÓN	68
4.3. RADIACIÓN	69
4.3.1. <i>Ley de Kirchhoff</i>	70
4.3.2. <i>Ley de Steffan-Boltzmann</i>	70
4.3.3. <i>Ley de Plank</i>	71
4.3.4. <i>Ley de desplazamiento de Wien</i>	71

4.3.5. <i>Factor de forma</i>	71
CAPÍTULO 5. MODELO ANALÍTICO	72
5.1. NOMENCLATURA.....	72
5.2. SUPOSICIONES	74
5.3. CASO SENCILLO	75
5.3.1. CASO FRÍO	75
5.3.1.1. SIN CONSIDERAR ECLIPSE	76
5.3.1.2. CONSIDERANDO ECLIPSE.....	76
5.3.2. CASO CALIENTE	76
5.4. CASO COMPLETO.....	77
CAPÍTULO 6. MODELO NUMÉRICO	87
6.1. MÉTODO DE SOLUCIÓN.....	87
6.1.1. <i>Método de diferencias finitas.</i>	87
6.2. CONFIGURACIÓN SIMULADA	90
6.2.1. <i>Consideraciones y detalles numéricos</i>	94
6.3. RESULTADOS Y ANÁLISIS.....	97
6.3.1. <i>Caso 1. Sin control térmico</i>	98
CAPÍTULO 7. SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO.	165
7.1. <i>Con control térmico.</i>	168
7.1.1. <i>Etapa 1. Agregando recubrimientos.</i>	168
7.1.2. <i>Etapa 2. Con recubrimientos y cambio de tipo de aluminio.</i>	212
7.1.3. <i>Etapa 3. Con recubrimientos, agregando Honeycomb y modificando paneles solares.</i> ..	221
7.1.4. <i>Etapa 4. Agregando pistas térmicas.</i>	230
7.1.4.1. <i>Pistas térmicas. (Contacto de esquina)</i>	232
7.1.4.2. <i>Pistas térmicas. (Contacto de área)</i>	240
CAPÍTULO 8 VALIDACIÓN	260
CAPÍTULO 9. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	264
9.1. <i>Conclusiones</i>	264
9.2. <i>Trabajo Futuro</i>	267
BIBLIOGRAFÍA	269
ANEXOS	274
ANEXO 1	274
<i>Orbita 600 Km con 40° de inclinación</i>	274
<i>Orbita 600 Km con 90° de inclinación</i>	274
<i>Orbita 800 Km con 40° de inclinación</i>	274
<i>Orbita 800 Km con 105° de inclinación</i>	275
<i>Orbita 1000 Km con 135° de inclinación</i>	275
<i>Orbita 1000 Km con 110° de inclinación</i>	275
<i>Porcentaje de acumulación solar para el caso 3 de definición de la órbita</i>	278

Índice de Figuras

FIGURA 1. CLASIFICACIÓN DE LOS TIPOS DE SATÉLITES DE ACUERDO A SU MASA [7].....	14
FIGURA 2. COMPARTIMENTOS DE LA ESTRUCTURA DEL SATÉLITE.	17
FIGURA 3. CONFIGURACIÓN DE LOS PANELES.	17
FIGURA 4. VISTA EN EXPLOSIVO DEL SATÉLITE QUETZAL	18
FIGURA 5. ÁNGULO BETA, COMPRENDIDO ENTRE EL PLANO ORBITAL Y EL VECTOR SOLAR [36].	22
FIGURA 6. VARIACIÓN DEL ÁNGULO B DE ACUERDO A LOS MESES DEL AÑO Y A LA MISIÓN DEL SATÉLITE PARA ÓRBITAS DE 800 KM DE ALTURA PARA DOS DIFERENTES INCLINACIONES.	23
FIGURA 7. ELEMENTOS KEPLERIANOS [1]	24
FIGURA 8. VISTA 3D DE LA SIMULACIÓN DE LAS ÓRBITAS VARIANDO SU INCLINACIÓN CADA 5 GRADOS EN STK [®] [20].....	26
FIGURA 9. VISTA 2D DE LA SIMULACIÓN DE LAS ÓRBITAS VARIANDO SU INCLINACIÓN CADA 5 GRADOS EN STK [®] [20].	26
FIGURA 10. PARÁMETROS UTILIZADOS PARA LA SIMULACIÓN DE UN SENSOR RECTANGULAR [20].	27
FIGURA 11. NÚMERO DE PASES CON RESPECTO A LA INCLINACIÓN PARA TRES DIFERENTES ALTURAS (600, 800 Y 1000 KM).	28
FIGURA 12. DURACIÓN MÁXIMA AL PASAR POR LA ESTACIÓN TERRENA CON RESPECTO A LA INCLINACIÓN Y TRES DIFERENTES ALTURAS (600, 800 Y 1000 KM).	29
FIGURA 13. TIEMPO DE EXPOSICIÓN DE LUZ Y SOMBRA PARA UNA ALTURA DE 600 KM Y DIFERENTES GRADOS DE INCLINACIÓN ORBITAL.	30
FIGURA 14. TIEMPO DE EXPOSICIÓN DE LUZ Y SOMBRA PARA UNA ALTURA DE 800 KM Y DIFERENTES GRADOS DE INCLINACIÓN ORBITAL.	31
FIGURA 15. TIEMPO DE EXPOSICIÓN DE LUZ Y SOMBRA PARA UNA ALTURA DE 1000 KM Y DIFERENTES GRADOS DE INCLINACIÓN ORBITAL.	32
FIGURA 16. COMPARACIÓN DEL ÁREA DE COBERTURA EN LA CIUDAD DE QUERÉTARO DE DOS ÓRBITAS DE 600 KM DE ALTURA Y 40° DE INCLINACIÓN EN AMARILLO Y 90° DE INCLINACIÓN EN ROJO. STK [®]	33
FIGURA 17. COMPARACIÓN DEL ÁREA DE COBERTURA EN LA CIUDAD DE QUERÉTARO DE DOS ÓRBITAS DE 800 KM DE ALTURA Y 40° DE INCLINACIÓN EN AMARILLO Y 105° DE INCLINACIÓN EN ROJO. STK [®]	34
FIGURA 18. COMPARACIÓN DEL ÁREA DE COBERTURA EN LA CIUDAD DE QUERÉTARO DE DOS ÓRBITAS DE 1000 KM DE ALTURA Y 135° DE INCLINACIÓN EN AMARILLO Y 110° DE INCLINACIÓN EN ROJO. STK [®]	34
FIGURA 19. ESTACIONES TERRENAS A ANALIZAR. STK [®]	36
FIGURA 20. ÓRBITAS A ANALIZAR PARA DIFERENTES ESTACIONES TERRENAS. STK [®]	36
FIGURA 21. ANOMALÍA DEL ATLÁNTICO SUR Y CINTURONES DE VAN ALLEN [15].	39
FIGURA 22. FLUJO DE RAYOS CÓSMICOS GALÁCTICOS [17]	40
FIGURA 23. PREDICCIÓN DEL NÚMERO DE MANCHAS SOLARES. CICLO 24. [19]	41
FIGURA 24. FUENTES DE RADIACIÓN QUE PRESENTA EL MICRO-SATÉLITE.....	42
FIGURA 25. TIPOS DE CONTROL TÉRMICO PASIVO.	45
FIGURA 26. ACABADO TÉRMICO A PARTIR DEL PRINCIPIO DEL SEGUNDO ESPEJO SUPERFICIAL.	46
FIGURA 27. TIPOS DE CONTROL TÉRMICO ACTIVO MÁS USADOS.	50
FIGURA 28. INTERRUPTOR DE CALOR TIPO CAPA TÉRMICA VARIABLE [39].	55
FIGURA 29. ESQUEMÁTICO DE LOS COMPONENTES DE UNA BOMBA RE-CIRCULANTE [3].....	56
FIGURA 30. DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE UNA BOMBAS RE-CIRCULANTES DE FLUIDO A UNA FASE EN DONDE SUS COMPONENTES SON: 1.INTERCAMBIADOR DE CALOR; 2. BOMBA; Y 3. FUENTE DE CALOR [38].	57
FIGURA 31. . DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE UNA BOMBAS RE-CIRCULANTES DE FLUIDO A UNA FASE EN DONDE SUS COMPONENTES SON: 1. BOMBA; 2. EVAPORADOR; 3. CONDENSADOR; 4. ACUMULADOR [38].	57
FIGURA 32. DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DEL FUNCIONAMIENTO DE UN TUBO DE CALOR [40].	59
FIGURA 33. DISEÑOS DE LAS ESTRUCTURAS ABSORBENTES QUE FORMAN PARTE DE LOS TUBOS DE CALOR. A) DISEÑO CLÁSICO DE ESTRUCTURA DE POROS; B) RANURAS TRAPEZOIDALES; C) OMEGA; D) ARTERIA SIMPLE; E) DOBLE ARTERIA; F) TÚNEL LATERAL; G) ARTERIA EN ESPIRAL; Y H) DISEÑO DE TÚNEL EN ESPIRAL [38].	60

FIGURA 34. FUNCIONAMIENTO DE LOS TUBOS DE CALOR DE DIODOS: A) DE LÍQUIDO ATRAPADO; Y B) DE LIQUIDO BLOQUEADO [40].	61
FIGURA 35. DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE LA OPERACIÓN DE UN TUBO DE CALOR DE CONDUCTANCIA VARIABLE EN DONDE LA TEMPERATURA DEPENDE DE LA PRESIÓN DE SATURACIÓN DEL FLUIDO DE TRABAJO QUE CUANDO ESTA AUMENTA COMPRIME EL GAS NO CONDENSABLE DENTRO DEL TANQUE. CUANDO LA TEMPERATURA Y LA PRESIÓN DEL FLUIDO DE TRABAJO SON BAJAS, EL GAS NO CONDENSABLE SE EXPANDE EN EL CONDENSADOR [41].	62
FIGURA 36. DIAGRAMA DE OPERACIÓN DE UN TUBO DE CALOR CON RECIRCULACIÓN. A) DIAGRAMA PRESIÓN-TEMPERATURA P-T EN OPERACIÓN DE ESTADO ESTABLE. B) DIAGRAMA DE FLUJO DEL PROCESO [38].	63
FIGURA 37. DIAGRAMA DE VARIABLES PARA EL BALANCE DE ENERGÍA DEL MÉTODO ANALÍTICO. CASO COMPLETO.	77
FIGURA 38. A) BALANCE DE ENERGÍA DEL COMPARTIMENTO 1; B) BALANCE DE ENERGÍA DEL CPU.	78
FIGURA 39. A) BALANCE DE ENERGÍA DEL COMPARTIMENTO 2. B) BALANCE DE ENERGÍA DEL HABITÁCULO DE LAS BATERÍAS, EL SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN Y EL TANQUE.	80
FIGURA 40. A) BALANCE DE ENERGÍA DEL COMPARTIMENTO 3. B) BALANCE DE ENERGÍA DEL HABITÁCULO DE LA CÁMARA, EL ESPECTRÓMETRO Y EL SISTEMA DE TELECOMUNICACIONES.	83
FIGURA 41. DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE LA RED DE NODOS QUE REPRESENTAN LA CONDUCCIÓN BIDIMENSIONAL PARA REALIZAR LA APROXIMACIÓN POR EL MÉTODO DE DIFERENCIAS FINITAS [44].	89
FIGURA 42. CONFIGURACIÓN SIMULADA.	90
FIGURA 43. MALLADO SATELITAL.	90
FIGURA 44. CONFIGURACIÓN SIMULADA. VISTA DE ALAMBRE.	91
FIGURA 45. CHIPS Y TARJETAS ELECTRÓNICAS UBICADAS DENTRO DEL SATÉLITE.	91
FIGURA 46. DISTRIBUCIÓN DE CARGAS TÉRMICAS.	92
FIGURA 47. VISUALIZACIÓN DEL SATÉLITE EN ÓRBITA CON LA CÁMARA APUNTANDO HACIA EL PLANETA.	93
FIGURA 48. COORDENADAS CELESTIALES Y COORDENADAS SATELITALES.	93
FIGURA 49. ESCENARIO A (IZQUIERDA) Y ESCENARIO B (DERECHA).	96
FIGURA 50. ESCENARIO C (IZQUIERDA) Y ESCENARIO D (DERECHA).	96
FIGURA 51. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE ESCENARIO A.	99
FIGURA 52. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO A.	100
FIGURA 53. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO A.	101
FIGURA 54. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO B.	103
FIGURA 55. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO B.	104
FIGURA 56. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO B.	105
FIGURA 57. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO C.	107
FIGURA 58. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO C.	108
FIGURA 59. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO C.	109
FIGURA 60. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	111
FIGURA 61. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	112
FIGURA 62. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	113
FIGURA 63. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO A.	115
FIGURA 64. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO A.	116
FIGURA 65. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO A.	117

FIGURA 66. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO B.	119
FIGURA 67. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO B.....	120
FIGURA 68. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO B.....	121
FIGURA 69. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO C. ...	123
FIGURA 70. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO C.....	124
FIGURA 71. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO C.....	125
FIGURA 72. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO D. .	127
FIGURA 73. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO D.	128
FIGURA 74. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS, ESCENARIO D.	129
FIGURA 75. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO A.....	132
FIGURA 76. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO A.	133
FIGURA 77. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO A.	134
FIGURA 78. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO B.	136
FIGURA 79. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO B.....	137
FIGURA 80. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO B.....	138
FIGURA 81. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO C.	140
FIGURA 82. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO C.....	141
FIGURA 83. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO C.	142
FIGURA 84. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	144
FIGURA 85. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	145
FIGURA 86. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, SIN CELDAS, ESCENARIO D.	146
FIGURA 87. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO A	149
FIGURA 88. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO A.....	150
FIGURA 89. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO A.	151
FIGURA 90. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO B.	153
FIGURA 91. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO B.....	154
FIGURA 92. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO B.	155
FIGURA 93. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO C.....	157
FIGURA 94. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO C.....	158
FIGURA 95. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO C.	159

FIGURA 96. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO D.	161
FIGURA 97. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO D.....	162
FIGURA 98. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO D.	163
FIGURA 99. ITERACIONES UTILIZADAS EN LA SIMULACIÓN PARA DETERMINAR EL SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO DEL SATÉLITE QUETZAL.....	167
FIGURA 100. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	170
FIGURA 101. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	171
FIGURA 102. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	172
FIGURA 103. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	174
FIGURA 104. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	175
FIGURA 105. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	176
FIGURA 106. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	178
FIGURA 107. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	179
FIGURA 108. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	180
FIGURA 109. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO D.	183
FIGURA 110. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO D.	184
FIGURA 111. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO D.....	185
FIGURA 112. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	188
FIGURA 113. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	189
FIGURA 114. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	190
FIGURA 115. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	193
FIGURA 116. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	194
FIGURA 117. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.	195
FIGURA 118. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	198
FIGURA 119. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	199
FIGURA 120. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	200

FIGURA 121. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	202
FIGURA 122. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	203
FIGURA 123. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	204
FIGURA 124. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES, ESCENARIO A.....	206
FIGURA 125. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES, ESCENARIO A.....	207
FIGURA 126. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES Y ALUMINIO 6061-T6, ESCENARIO A.....	208
FIGURA 127. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO CON ACABADOS SUPERFICIALES Y PANELES SOLARES, ESCENARIO A.....	210
FIGURA 128. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES Y PANELES SOLARES, ESCENARIO A.....	211
FIGURA 129. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES Y ALUMINIO 6061-T6, ESCENARIO A.....	212
FIGURA 130. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	215
FIGURA 131. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	216
FIGURA 132. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	217
FIGURA 133. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	219
FIGURA 134. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	220
FIGURA 135. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES Y ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	221
FIGURA 136. DIAGRAMA DE LA CONFIGURACIÓN Y COMPOSICIÓN DE LOS PANELES SOLARES [10].	222
FIGURA 137. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	224
FIGURA 138. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	225
FIGURA 139. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	226
FIGURA 140. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	228
FIGURA 141. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	229
FIGURA 142. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6, ESCENARIO A.....	230
FIGURA 143. PISTA TÉRMICA UTILIZADA EN EL NANO-SATÉLITE OUTFI-1 EL CUAL RODEA AL TRANSISTOR Y SE ENCUENTRA ATORNILLADO A LA PCB Y A LA ESTRUCTURA DEL SATÉLITE [11].	231
FIGURA 144. DISEÑOS DE DIFERENTES TIPOS DE PISTAS TÉRMICAS.....	231
FIGURA 145. MODELADO DE LAS PISTAS CONECTORAS DE ESQUINA (IZQUIERDA) Y DE ÁREA (DERECHA).....	232
FIGURA 146. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA, ESCENARIO A.....	234

FIGURA 147. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA, ESCENARIO A.....	235
FIGURA 148. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA, ESCENARIO A.....	236
FIGURA 149. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CHIPS DE LA CÁMARA UTILIZANDO CONTACTO DE ESQUINA CONECTANDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DE LA CÁMARA.....	237
FIGURA 150. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CHIPS DEL RECEPTOR (IZQUIERDA) Y EL TRANSMISOR (DERECHA) UTILIZANDO CONTACTO DE ESQUINA CONECTANDO LOS CHIPS CON EL HABITÁCULO DEL RECEPTOR Y DEL TRANSMISOR RESPECTIVAMENTE.....	238
FIGURA 151. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN EL CHIP DE LOS CIRCUITOS DEL SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN UTILIZANDO CONTACTO DE ESQUINA CONECTANDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DEL SISTEMA.....	239
FIGURA 152. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A...242	242
FIGURA 153. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A.....	243
FIGURA 154. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A.....	244
FIGURA 155. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CHIPS DE LA CÁMARA UTILIZANDO CONTACTO DE ÁREA CONECTANDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DE LA CÁMARA.....	245
FIGURA 156. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPARTIMENTOS INTERNOS DE LA CÁMARA UTILIZANDO ALETAS DE CONTACTO DE ÁREA UNIENDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DE LA CÁMARA.....	245
FIGURA 157. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CHIPS DEL RECEPTOR (IZQUIERDA) Y EL TRANSMISOR (DERECHA) UTILIZANDO CONTACTO DE ÁREA CONECTANDO LOS CHIPS CON EL HABITÁCULO DEL RECEPTOR Y DEL TRANSMISOR RESPECTIVAMENTE.....	246
FIGURA 158. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPARTIMENTOS DEL TRANSMISOR (IZQUIERDA) Y EL RECEPTOR (DERECHA) UTILIZANDO CONTACTO DE ÁREA CONECTANDO LOS CHIPS CON EL HABITÁCULO DEL RECEPTOR Y DEL TRANSMISOR RESPECTIVAMENTE.....	246
FIGURA 159. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN EL CHIP DE LOS CIRCUITOS DEL SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN UTILIZANDO CONTACTO DE ÁREA CONECTANDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DEL SISTEMA.....	247
FIGURA 160. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN COMPARTIMENTO DE LOS CIRCUITOS DEL SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN UTILIZANDO CONTACTO DE ÁREA CONECTANDO EL CHIP CON EL HABITÁCULO DEL SISTEMA.....	247
FIGURA 161. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B...249	249
FIGURA 162. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B.....	250
FIGURA 163. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B.....	251
FIGURA 164. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A...253	253
FIGURA 165. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A.....	254

FIGURA 166. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO A.....	255
FIGURA 167. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LA ESTRUCTURA PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B... ..	257
FIGURA 168. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS COMPONENTES INTERNOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 Y PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B.....	258
FIGURA 169. DISTRIBUCIÓN DE TEMPERATURAS EN LOS CIRCUITOS ELÉCTRICOS PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, HONEYCOMB, PANELES SOLARES MODIFICADOS, ALUMINIO 7075-T6 PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA, ESCENARIO B.....	259
FIGURA 170. PORCENTAJE DE ACUMULACIÓN SOLAR EN EL SATÉLITE PARA UNA ÓRBITA DE 600 KM DE ALTURA CON UNA INCLINACIÓN A) DE 40° Y B) DE 89°.....	278
FIGURA 171. PORCENTAJE DE ACUMULACIÓN SOLAR EN EL SATÉLITE PARA UNA ÓRBITA DE 800 KM DE ALTURA CON UNA INCLINACIÓN A) DE 40° Y B) DE 105°.....	279
FIGURA 172. PORCENTAJE DE ACUMULACIÓN SOLAR EN EL SATÉLITE UNA ÓRBITA DE 1000 KM DE ALTURA CON UNA INCLINACIÓN A) DE 135° Y B) DE 110°.....	280

Índice de Tablas

TABLA 1. PROPIEDADES DEL ALUMINIO 6061-T6.....	17
TABLA 2. DESGLOSE DE COMPONENTES POR COMPARTIMENTO.	18
TABLA 3. ACUMULACIÓN SOLAR DEBIDA A LA INCLINACIÓN Y ALTURA ORBITAL.	35
TABLA 4. CARACTERÍSTICAS DE LAS ÓRBITAS PROPUESTAS.....	37
TABLA 5. INTENSIDAD SOLAR PLANETARIA Y FACTORES DE ALBEDO [1].	43
TABLA 6. VARIACIÓN DE LOS VALORES DE RADIACIÓN INFRARROJA DE LA TIERRA Y ALBEDO COMO FUNCIÓN DE LA INCLINACIÓN ORBITAL Y EL ÁNGULO	44
TABLA 7. FLUIDOS DE TRABAJO UTILIZADOS EN LOS TUBOS DE CALOR [38].	59
TABLA 8. RESULTADOS DEL CASO SENCILLO.....	77
TABLA 9. RESULTADOS OBTENIDOS MEDIANTE EL MODELO ANALÍTICO.....	86
TABLA 10. CARGAS TÉRMICAS DE LOS COMPONENTES INTERNOS, ASOCIADAS A LA POTENCIA DISIPADA.....	92
TABLA 11. PROPIEDADES TERMO-FÍSICAS [10].....	94
TABLA 12. PROPIEDADES ÓPTICAS [10].....	95
TABLA 13. CONSIDERACIONES TOMADAS PARA EL CASO FRÍO Y EL CASO CALIENTE.	95
TABLA 14. ESCENARIOS A ANALIZAR PARA EL CASO CALIENTE Y EL CASO FRÍO.	95
TABLA 15. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE ESCENARIO A.....	102
TABLA 16. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE ESCENARIO B.....	106
TABLA 17. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE ESCENARIO C.....	110
TABLA 18. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE ESCENARIO D.....	113
TABLA 19. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS ESCENARIO A.....	118
TABLA 20. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS ESCENARIO B.....	122
TABLA 21. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON CELDAS ESCENARIO C.	126
TABLA 22. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS, ESCENARIO D.	130
TABLA 23. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, ESCENARIO A.	135
TABLA 24. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, ESCENARIO B.	139
TABLA 25. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, ESCENARIO C.	143
TABLA 26. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, ESCENARIO D.	147
TABLA 27. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO A.	152

TABLA 28. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO B.	156
TABLA 29. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO C.	160
TABLA 30. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON CELDAS ESCENARIO D.....	164
TABLA 31. RANGOS DE TEMPERATURA DE LOS COMPONENTES DEL SATÉLITE.	165
TABLA 32. REQUERIMIENTOS PARA EL SISTEMA DE REGULACIÓN TÉRMICA PASIVO APLICADO EN EL SATÉLITE QUETZAL.....	166
TABLA 33. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO A: BETA 90, CASO CALIENTE SIN CONSIDERA PANELES SOLARES.	169
TABLA 34. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	173
TABLA 35. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO B: BETA 0, CASO CALIENTE.....	173
TABLA 36. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.....	177
TABLA 37. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO C: 105° DE INCLINACIÓN, CASO CALIENTE.	177
TABLA 38. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.....	181
TABLA 39. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO D: 40° DE INCLINACIÓN, CASO CALIENTE.	182
TABLA 40. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO CALIENTE, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO D.	186
TABLA 41. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO A: BETA 90, CASO FRÍO.....	187
TABLA 42. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO A.	191
TABLA 43. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO B: BETA 0, CASO FRÍO.....	192
TABLA 44. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO B.	196
TABLA 45. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO C: 105° DE INCLINACIÓN, CASO FRÍO.	197
TABLA 46. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.	201
TABLA 47. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR EL CONTROL TÉRMICO PARA EL ESCENARIO D: 40° DE INCLINACIÓN, CASO FRÍO.	201
TABLA 48. RANGO DE TEMPERATURAS POR COMPONENTE PARA EL CASO FRÍO, CON ACABADOS SUPERFICIALES, ESCENARIO C.	204
TABLA 49. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR PANELES SOLARES PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE, INCLUYENDO RECUBRIMIENTOS INTERNOS Y EXTERNOS.	205
TABLA 50. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE IMPLEMENTAR PANELES SOLARES PARA EL ESCENARIO A, CASO FRÍO, INCLUYENDO RECUBRIMIENTOS INTERNOS Y EXTERNOS.....	209
TABLA 51. COMPARACIÓN DE RESULTADOS UTILIZANDO ALUMINIO 6061-T6 Y 7075-T6 PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE, INCLUYENDO RECUBRIMIENTOS INTERNOS, EXTERNOS Y PANELES SOLARES.	214
TABLA 52. COMPARACIÓN DE LAS PROPIEDADES FÍSICAS DEL ALUMINIO 6061-T6 Y EL ALUMINIO 7076-T6	214
TABLA 53. COMPARACIÓN DE RESULTADOS UTILIZANDO ALUMINIO 6061-T6 Y 7075-T6 PARA EL ESCENARIO A, CASO FRÍO, INCLUYENDO RECUBRIMIENTOS INTERNOS, EXTERNOS Y PANELES SOLARES.	218
TABLA 54. PROPIEDADES ÓPTICAS DE LOS PANELES SOLARES CONSIDERANDO UNA EFICIENCIA DEL 16%.	222
TABLA 55. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE CONSIDERAR LA EFICIENCIA DE LOS PANELES SOLARES Y AGREGAR HONEYCOMB PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE.....	223

TABLA 56. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE CONSIDERAR LA EFICIENCIA DE LOS PANELES SOLARES Y AGREGAR HONEYCOMB PARA EL ESCENARIO A, CASO FRÍO.	227
TABLA 57. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE AGREGAR PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE.	233
TABLA 58. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ANTES Y DESPUÉS DE AGREGAR PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA EN LOS CHIPS DE LA CÁMARA, EL RECEPTOR, TRANSMISOR Y SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN, PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE.	237
TABLA 59. COMPARACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS AL AGREGAR PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA Y DE ÁREA, PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE.	241
TABLA 60. COMPARACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS AL AGREGAR PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ESQUINA Y DE ÁREA EN LOS CHIPS DE LA CÁMARA, EL RECEPTOR, TRANSMISOR Y SISTEMA DE CONTROL Y DISTRIBUCIÓN, PARA EL ESCENARIO A, CASO CALIENTE.	241
TABLA 61. COMPARACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS AL AGREGAR PISTAS TÉRMICAS DE CONTACTO DE ÁREA EN LOS ESCENARIOS A Y C, CASO CALIENTE.	248
TABLA 62. COMPARACIÓN DE LOS VALORES MÁXIMOS Y MÍNIMOS DE TEMPERATURA QUE LOS COMPONENTES PUEDEN ALCANZAR CON LAS TEMPERATURAS DE OPERACIÓN DE CADA UNO DE ESTOS PARA EL ESCENARIO A.	252
TABLA 63. COMPARACIÓN DE LOS VALORES MÁXIMOS Y MÍNIMOS DE TEMPERATURA QUE LOS COMPONENTES PUEDEN ALCANZAR CON LAS TEMPERATURAS DE OPERACIÓN DE CADA UNO DE ESTOS PARA EL ESCENARIO C.	256
TABLA 64. PLAN Y REPORTE DE VERIFICACIÓN Y DISEÑO.	261

Sistema de regulación térmica. Quetzal

Capítulo 1. Introducción

1.1. Antecedentes

A lo largo de los años la industria satelital ha sido importante en nuestras vidas, ya que está implicada en muchas de aplicaciones de la vida diaria, como la señal televisiva, radio, teléfono, sistemas de localización satelital, educación a distancia, medicina, estado del tiempo, entre otros. Esta industria ha demostrado que es una opción factible en el enfoque costo-beneficio y confiabilidad.

Nuestro país ha contado con diferentes constelaciones satélites para satisfacer las necesidades de comunicaciones para la industria. Los consumidores y la comunidad científica han usado en órbita baja satélites hechos en el extranjero. Ejemplos de los satélites de comunicaciones mexicanos son Morelos 1 y 2, Solidaridad, Satmex 5, 6, 7 y 8, serie de satélites de la UNAM, MEXSAT.

La UNAM a través de su Centro de Alta Tecnología (CAT) de la Facultad de Ingeniería reunió un grupo base de investigadores con la capacitación y formación internacional, para desarrollar un satélite hecho completamente en México y estos satélites son el CONDOR desarrollado en colaboración con el Instituto Aeronáutico de Moscú (MAI) y la Universidad de Taiwán y el QUETZAL en colaboración con el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT).

El desarrollo del presente trabajo toma como caso de estudio el proyecto QUETZAL, el cual es parte de una colaboración institucional que establece una relación a largo plazo con el MIT a través del programa MISTI (International Science and Technology Initiatives por sus siglas en inglés), que consiste en la generación de proyectos a partir de fondos semilla para estrechar relaciones de colaboración internacional que al mismo tiempo forma investigadores en el área espacial la cual no se encuentra desarrollada en nuestro país [5].

Por parte del MIT las instituciones coordinadoras son el Space Propulsion Laboratory (SLP) y el Space System Laboratory (SSL), por parte de la UNAM están colaborando el Centro de Alta Tecnología (CAT) de la Facultad de Ingeniería (FI), el Instituto de Geografía, el Centro de Ciencias de la Atmósfera

“Quetzal” es un micro-satélite científico en una órbita baja (LEO Low Earth Orbit por sus siglas en inglés) entre 600 y 1000 km de altitud. Su misión es el Monitoreo de partículas contaminantes en la atmósfera sobre ciudades Mexicanas y de Latino América, así como, la toma de imágenes.

Se le llama micro-satélite debido a la clasificación de acuerdo a su masa como se muestra en la Figura 1, ya que el satélite pesará alrededor de 50 kg.

NOMBRE DEL GRUPO	MASA Kg.
Satélites grandes	Más de 1500
Satélites pequeños	500 – 1000
Minisatélites	100 – 500
Microsatélites	10 – 100
Nanosatélites	1 – 10
Picosatélites	0.1 – 1
Femtosatélites	Menos de 0.1

Figura 1. Clasificación de los tipos de satélites de acuerdo a su masa [7]

Quetzal al igual que otros satélites cuenta con diferentes subsistemas que le permiten desempeñar sus funciones en el espacio y garantizar que los objetivos de la misión se cumplan.

Los subsistemas con los que cuenta son: telecomunicaciones, control de posición, potencia, computadora de abordo, telemetría y comando, propulsión, navegación, estructura y mecanismos y el sistema de regulación térmica.

El tema principal de esta investigación es el sistema de regulación térmica para el micro-satélite Quetzal, el cual es de gran importancia ya que el satélite se encuentra sometido a altos cambios de temperatura, debido a la radiación proveniente del Sol y otros planetas, el albedo (radiación del sol proyectada en la Tierra) y el infrarrojo de la Tierra. Los cambios de temperatura se encuentran ligados a las características de la órbita como lo es la inclinación ya que cambia la posición del satélite con respecto del Sol, presentando periodos de sombra en donde la temperatura disminuye, estos periodos se presentan la Tierra se interpone entre el satélite y el Sol.

La función principal del sistema de regulación térmica es mantener al satélite dentro de sus límites térmicos de operación, ya que al excederlos los subsistemas pueden operar de manera impredecible o dejar de funcionar de tal manera que se pone en riesgo el éxito de la misión.

1.2. Objetivos de la tesis.

Los objetivos de esta investigación son:

- Analizar el sistema de regulación térmica mediante análisis numérico y analítico.
- Modelar la transferencia de calor del micro-satélite Quetzal
- Proponer un sistema de regulación térmica para el satélite y verificarlo mediante simulación por computadora.

1.3. Motivación de la Tesis

La contaminación del aire es una de las principales causales de muerte en México, de 14 mil 734 muertes prematuras anuales [6], donde las enfermedades que se presentan son cáncer de pulmón, infecciones respiratorias y enfermedades cardiovasculares.

Las ciudades más contaminadas y por consecuencia las más afectadas son el Valle de México, Monterrey y Mexicali, sin embargo otras ciudades podrían estar expuestas a contaminación atmosférica y no son monitoreadas.

El analizar y monitorear los contaminantes es de gran importancia para poder contrarrestar los efectos que estos tienen en la sociedad mexicana y poder alertar a la población.

Debido al déficit de datos y análisis de contaminantes en distintas ciudades que no se monitorean en la actualidad, el micro-satélite Quetzal busca correlacionar fuentes humanas y naturales para analizar y monitorear contaminantes atmosféricos sobre ciudades mexicanas y de Latinoamérica, así como la toma de imágenes para corroborar el lugar donde se están extrayendo los datos.

1.4. Estructura de la tesis

Ésta tesis consta de 8 capítulos en donde en el primer capítulo se encuentra la introducción, objetivos y la motivación de este trabajo de investigación. En el

segundo capítulo se define las órbitas que se van a estudiar en los capítulos posteriores, las características y los requerimientos de la misión; en el tercero se hace referencia a la historia del arte, mencionando el ambiente espacial y térmico al que está expuesto el satélite, así como, los tipos de control térmico.

Posteriormente en el cuarto capítulo se tienen las ecuaciones de transferencia de calor utilizadas para el análisis de la distribución de temperaturas del satélite; en el quinto y sexto se realiza el modelo analítico y el numérico respectivamente para en el séptimo capítulo proponer un sistema de control térmico y verificarlo mediante simulación numérica y finalizar en el octavo con un propuesta de validación.

Capítulo 2. Características y Requerimientos de la misión

Para poder desarrollar la misión y garantizar su éxito cuando se encuentre el satélite en operación se deben conocer los requerimientos generales de la misión, que se enlistan como sigue [32]:

- La órbita deberá permitir al satélite tener un ángulo de visión para cubrir la zona de interés y pasar por la estación terrena una vez al día. (Los requerimientos orbitales se detallan y analizan en la sección 2.2).
- El satélite deberá tener una masa menor a 100 Kg para estar en la categoría de micro-satélite, y poder gestionar su lanzamiento y operación más fácilmente que un aparato mayor
- La potencia del satélite deberá ser obtenida a partir de celdas solares para suministrar la energía requerida por los subsistemas.
- En un principio, se considerará un solo satélite para realizar los cálculos, sin embargo, se tomará en cuenta la posibilidad de configurar una constelación de satélites idénticos para una cobertura mundial.
- Las mediciones deberán realizarse en periodos de día, sobre el mismo lugar y de preferencia a la misma hora.

El diseño y la integración de los subsistemas del micro-satélite Quetzal se harán en México utilizando la mayor cantidad de dispositivos listos para su uso conocido como (COST-Commercial Off the Shelf por sus siglas en ingles) asegurando un bajo costo en la plataforma [31]. En donde cada subsistema que conforma al micro-satélite se describe a continuación:

2.1. Estructura y Configuración del satélite

El micro-satélite tiene un peso de 50 kg y su estructura está compuesta por tres compartimentos de 50X50X21 cm con una base de 5 mm de espesor cada uno, los cuales se encuentran unidos mediante juntas atornilladas. (Figura 2)

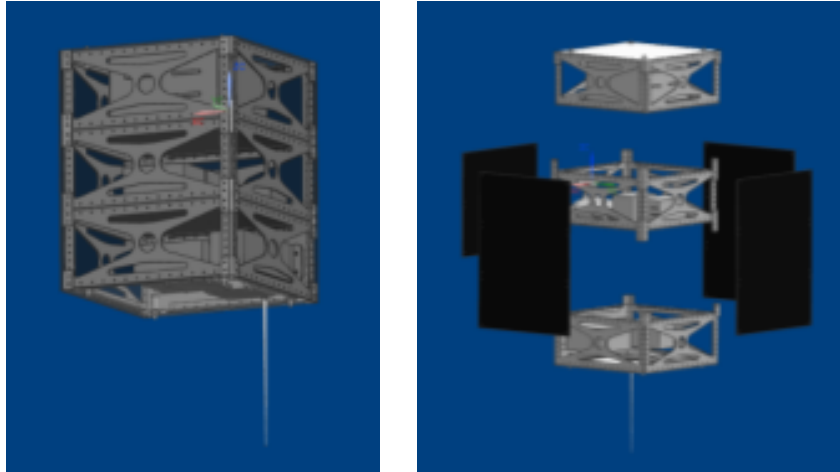


Figura 2. Compartimentos de la estructura del satélite.

El satélite contiene cuatro paneles solares de silicio, uno en cada cara lateral del satélite de 5 mm de espesor cada uno, como se puede apreciar en la Figura 3.

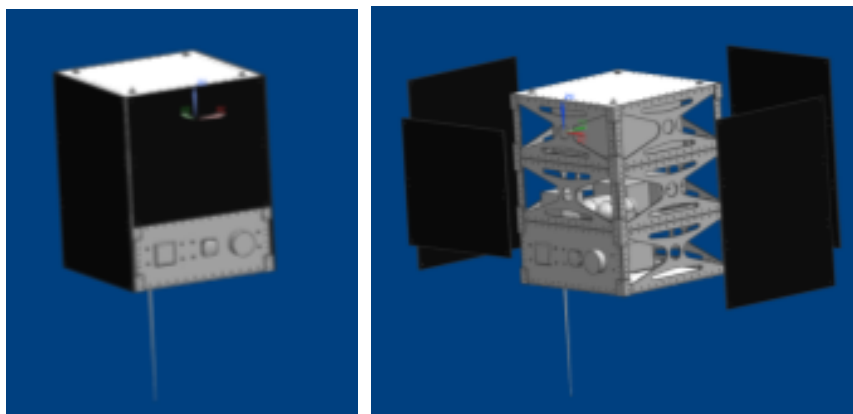


Figura 3. Configuración de los Paneles.

El material de la estructura del satélite es Aluminio 6061-T6 cuyas propiedades se muestran en la Tabla 1:

Tabla 1. Propiedades del Aluminio 6061-T6

Propiedades Aluminio 6061-T6	
Densidad [kg/m ³]	2700
Calor específico [J/kg °K]	980
Conductividad Térmica [W/mK]	167
Emisividad	0.08
Absortividad	0.379

Los componentes del satélite están distribuidos en tres compartimentos los cuales se describen a continuación:

Tabla 2. Desglose de componentes por compartimento.

Primer compartimento	
Caja de tarjetas	32X30X20.5 [cm]
4 Tarjeta	30X20X3.3 [cm]
Segundo compartimento	
2 tanques de combustible	13X10X8.5 [cm]
Sist. Control y distribución	19X18X10 [cm]
2 Tarjetas	17X9X3.3 [cm]
6baterías	6X8X7.5 [cm]
Caja de ruedas inerciales	10X10X8 [cm]
Tercer compartimento	
Caja de la cámara	20X20X10 [cm]
Transmisor	14X15X3 [cm]
Receptor	14X15X3 [cm]
Espectrómetro	32X25X10 [cm]

En la Figura 4 se muestra una vista en explosivo en donde se aprecian los tres compartimentos del satélite con sus respectivos subsistemas y la distribución de los paneles solares.

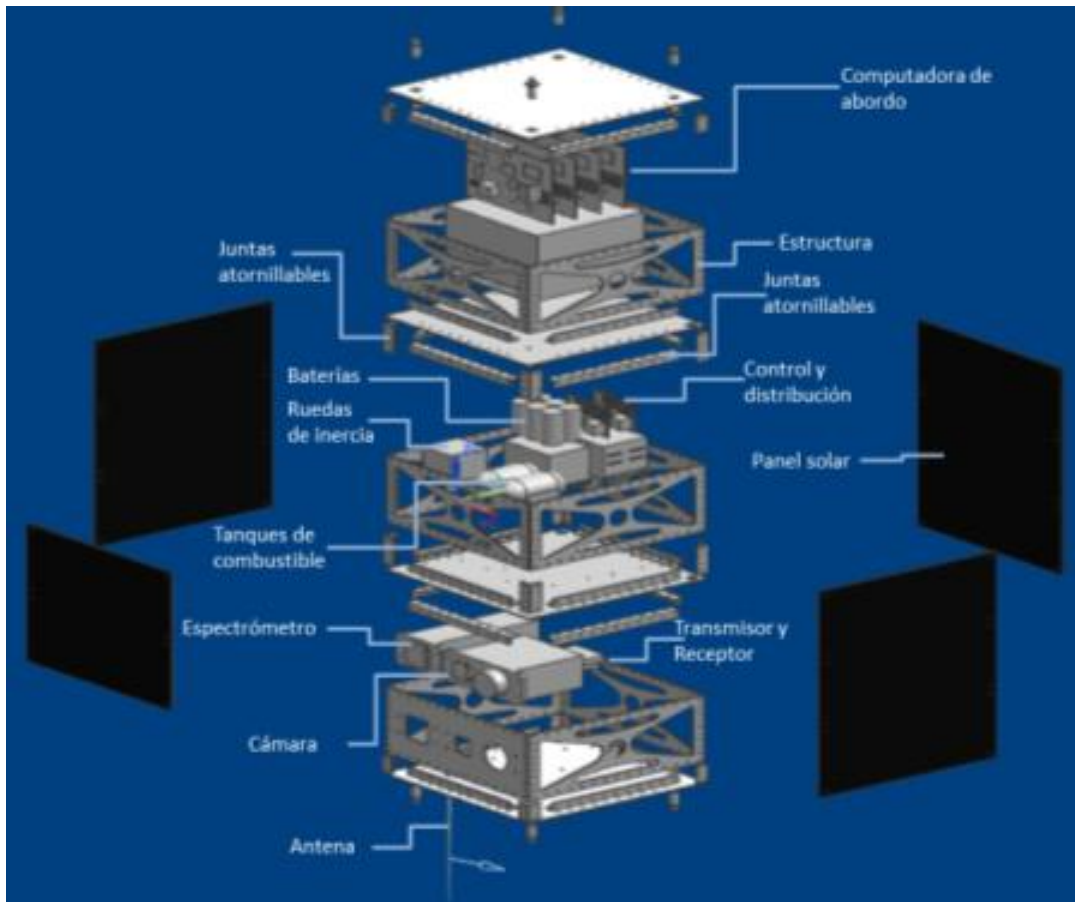


Figura 4. Vista en explosivo del Satélite Quetzal

2.1.1. Sistema de potencia

Este sistema se encarga de captar, almacenar, regular y controlar el suministro de energía hacia los demás subsistemas del satélite. El control se realizará a partir de la computadora de abordo; la captación de energía se realiza a partir de un arreglo de 4 paneles solares de silicio de 10 W, cada uno instalados en la superficie externa de la estructura del satélite, donde dicha energía es almacenada en 6 baterías de litio con un voltaje nominal de 3.6 V y una capacidad de carga típica de 2,250 mAh.

Los paneles, las baterías y sistema de regulación se determinan a partir de los requerimientos de la misión satelital y de la interacción del sistema de potencia con los demás subsistemas, en donde se busca la mayor captación de energía posible y un adecuado almacenamiento de esta.

Este sistema se ve afectado por los cambios de temperatura modificando sus modos de operación, motivo por el cual es de gran importancia regular estas variaciones.

2.1.2. Sistema de telecomunicaciones

Este sistema permite la comunicación entre la trama de datos obtenida por la carga útil y la estación terrena, de la misma manera que la transmisión de datos de telemetría y recepción de comandos enviados desde tierra [32].

El sistema debe funcionar a partir de los modos de operación establecidos para la transmisión y recepción de datos desde el satélite hacia la estación terrena o de manera contraria.

La transmisión y recepción de datos se realiza a través de instrumentación de radiofrecuencia, como son las antenas transmisoras y receptoras, moduladores, demoduladores, codificadores y decodificadores.

El equipo que se utiliza para este sistema es un transmisor de 2 a 4 GHz.

2.1.3. Computadora de abordo.

El Sistema de comando y manejo de información (SCMI) tiene como función controlar y verificar que la carga útil este en su correcto funcionamiento, obtener la toma de lecturas, almacenar información, procesarla y enviarla a la

computadora central. El SCMI tiene un arreglo de 120 entradas individuales las cuales pasaran a través de [31]:

- Convertidor analógico digital CAD 'Texas Instruments' con 32 entradas, con un tiempo de operación y escaneo 12 horas al día, el cual genera 85.22 Mbit/día y tiene una resolución de 16 bits para un tiempo de muestreo de 1 muestra/s. El CAD tiene un consumo de potencia aproximado de 7 mW por canal, es decir, un total aproximado de 840 mW y usa una fuente analógica de +5V y una digital de +2.7 a +3.6V.
- Utiliza dos tipos de FPGAs (SRAM y FLASH) los cuales proporcionan soluciones óptimas para el desarrollo de una arquitectura con alta confiabilidad y capaz de realizar algoritmos de identificación de contaminantes en tiempo real.

2.1.4. Instrumentación de la carga útil

La carga útil del satélite consta de un espectrómetro y una cámara multiespectral lo cual se describe a continuación [29]:

Espectrómetro de rango de frecuencia ultra-violeta (UV FT) el cual permite monitorear las partículas del dióxido de azufre (SO₂) en un rango de longitud de onda de 305-315 (nm), a una distancia muestra de la tierra (DMT) de 7 x 31 km, swath 310 km, de 10 – 12 canales espectrales y con un consumo de potencia aproximado de 3 W.

Para la segunda parte de la carga útil se considera una cámara multiespectral en banda S, con un filtro de 8 bandas espectrales con un sensor remoto CMOS cuya resolución es de 20-25 metros por pixel.

2.1.5. Sistema de navegación.

El sistema de navegación permite determinar la posición del satélite a lo largo de su trayectoria orbital, lo cual dará los parámetros para definir los modos de operación del satélite, activando o desactivando la instrumentación. La posición satelital se obtiene a partir de un receptor de posicionamiento global tales como el GPS o el sistema ruso de navegación GLONASS, que si se llegaran a colocar varios receptores distribuidos en la estructura del satélite generará datos de orientación y estabilización del mismo alrededor de la órbita.

2.1.6. Sistema de orientación y estabilización (ADCS Attitude determination control system)

Las principales funciones que tiene este subsistema son la determinación y control de la posición del satélite, la determinación se realiza a partir de sensores abordo y modelos matemáticos y el control mantiene la posición anterior del satélite o lo mueve a una nueva posición a través de elementos de control pasivos, sensores, algoritmos de control y actuadores.

En el modelo numérico para este sistema se considerarán 6 ruedas de inercia una en cada cara del satélite. Cada una de las ruedas de inercia tiene un rango de torque de 3-10 mNm, un momento angular mayor a 0.42 Nms, alcanza velocidades mayores a 5000 rpm y la potencia máxima que consume es de 11.5 W.

2.1.7. Sistema de telemetría

El objetivo principal del sistema de telemetría es determinar la “salud” del satélite, llamando como “salud” a los parámetros físicos a los que se encuentra funcionando el satélite durante su trayectoria orbital. En caso de que se presente algún problema abordo también permite hacer reconfiguraciones y reprogramaciones por software. Cuando va a bajar la información permite definir la configuración que se va a utilizar y los formatos.

Estos parámetros pueden ser la temperatura, los niveles de voltaje de entrada o salida, los niveles de corriente eléctrica, los modos de operación de los subsistemas, presión, humedad, desplazamiento, entre otros; y son medidos mediante sensores que convierten las señales iniciales detectadas en señales digitales, para que sean procesadas por el microprocesador y se organicen en tramas de información, las cuales serán almacenadas y enviadas a la computadora de abordo o al sistema de telecomunicaciones.

2.2. Definición del tipo de órbita

El ambiente externo en el que se encuentra el satélite y las cargas térmicas que inciden sobre él están determinadas por las características de la órbita dada para una misión específica, la orientación del satélite, las propiedades de la superficie y el tamaño del sistema [21].

Esta sección presenta la definición de las características de la órbita utilizada para la misión del satélite Quetzal, así como, el estudio de cómo estas afectan térmicamente al análisis.

Las características más importantes a conocer de una órbita son la altura y su inclinación ya que de estas depende el tiempo en el que el satélite se encuentra expuesto a la radiación solar.

Un parámetro que no se debe pasar de largo para el análisis es el ángulo del vector solar con respecto al plano orbital el cual incide en cualquier cara del satélite, se define como β y se ilustra en la Figura 5; éste varía de $+90^\circ$ y -90° dependiendo de la dirección del satélite. El ángulo β toma valores positivos si se ve desde el sol y gira en el sentido de las manecillas del reloj y toma valores negativos si gira en el sentido contrario a las manecillas del reloj [22].

A partir de éste se evaluarán los efectos de la incidencia del sol en los componentes del satélite y se determinará el tiempo en el que los subsistemas se encuentran sometidos al flujo de calor por radiación solar.

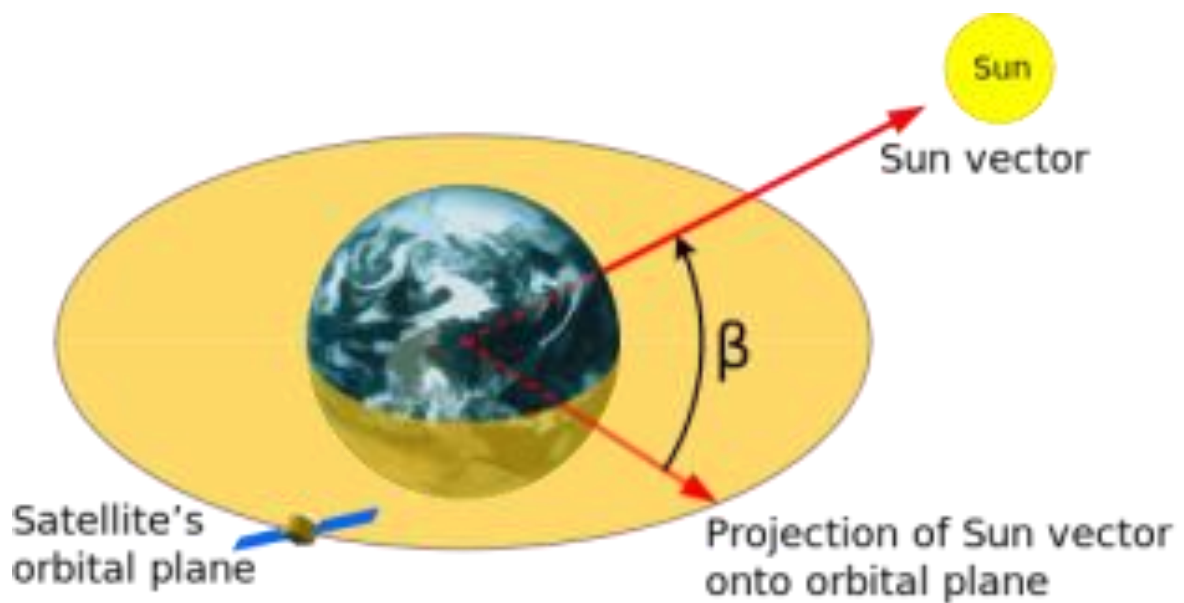


Figura 5. Ángulo Beta, comprendido entre el plano orbital y el vector solar [36].

El ángulo β varía con respecto a las estaciones del año, tomando el valor más alto en el solsticio de verano y el valor más bajo en el solsticio de invierno, esto se puede observar en la Figura 6, en donde se compara la variación de β entre órbitas de inclinación de 40° y 105° , ambas a una altura de 800 km.

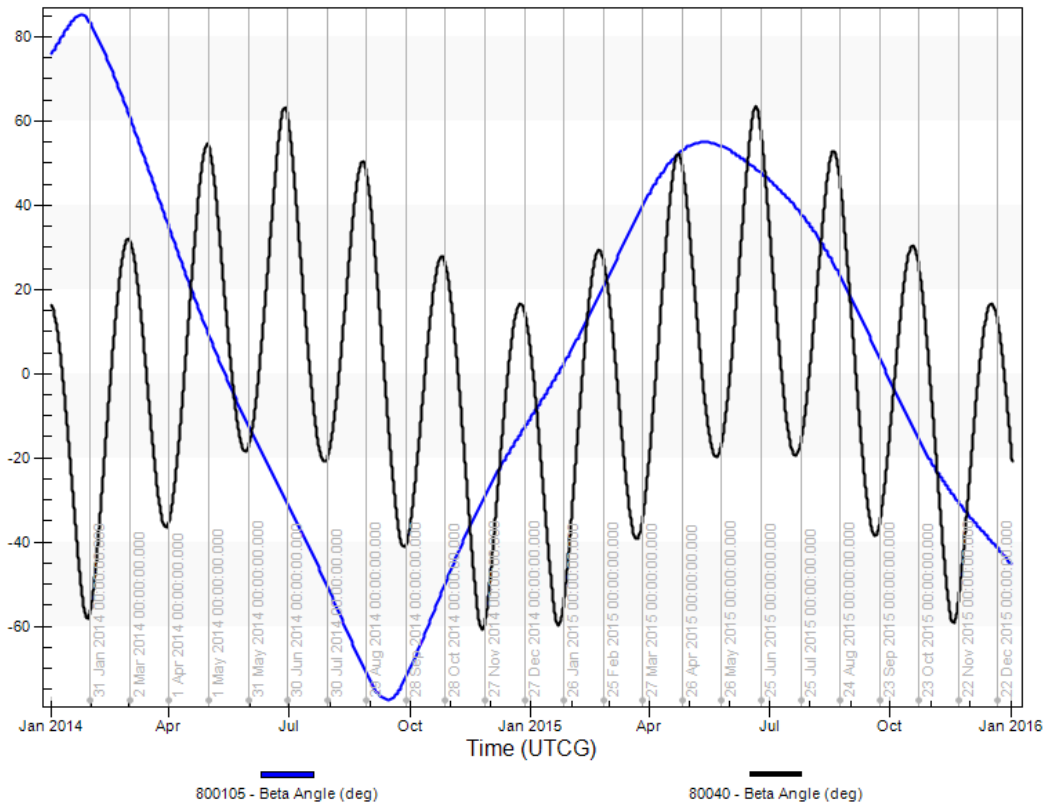


Figura 6. Variación del ángulo β de acuerdo a los meses del año y a la misión del satélite para órbitas de 800 km de altura para dos diferentes inclinaciones.

Los peores escenarios de temperaturas en el satélite, el caso más caliente se tienen cuando $\beta=90^\circ$ y -90° ya que la radiación del sol incide en una sola cara del satélite durante el día y la noche sin presentar eclipses y en el caso más frío el ángulo $\beta=0^\circ$ ya que presenta un período de sombra durante la noche.

Con el fin de definir y determinar el tipo de órbita es necesario introducir los elementos clásicos orbitales los cuales permiten identificar una órbita específica para una misión específica, motivo por el cual analizaremos cada uno de estos.

2.2.1. Elementos clásicos orbitales

Dado un sistema inercial de referencia en punto específico en el tiempo se necesitan seis parámetros para definir una órbita llamados elementos keplerianos, estos determinan el tamaño de la órbita, forma, orientación y posición y son:

- Eje semi-mayor (a): describe el tamaño de la elipse, es la distancia desde el centro de la elipse hasta el perigeo o el apogeo, siendo el perigeo el punto más cercano de la elipse a la tierra y el apogeo el punto más alejado de la elipse a la tierra, en donde la tierra se encuentra ubicada en uno de los focos de la elipse.

- Excentricidad (e): define la forma de la órbita, variando desde cero para una órbita circular a un valor menor a 1 para una órbita elíptica ($0 < e < 1$).
- Inclinación (i): Permite obtener la orientación de la órbita y se define como el ángulo entre el eje vertical de la elipse con respecto al plano de referencia, medido desde el nodo ascendente.
- Longitud del nodo ascendente (Ω): de la misma manera que la inclinación determina la orientación y representa el ángulo entre el equinoccio vernal y el punto donde la órbita cruza con el plano ecuatorial.
- Argumento de perigeo (ω): Determina la posición y es en ángulo medido desde el nodo ascendente al perigeo.
- Anomalía verdadera (θ): También define la posición y está dada por el ángulo entre el plano de la elipse y el vector de posición del objeto en movimiento.

El origen de coordenadas geocéntricas está definido por el centro de la tierra donde el eje x es el plano ecuatorial y el punto del equinoccio vernal (punto de intersección con el plano eclíptico y el plano ecuatorial), el eje y está ubicado en el mismo plano ecuatorial pero perpendicular al eje x en dirección a las manecillas del reloj, y el eje z es el eje en dirección al polo norte. Figura 7

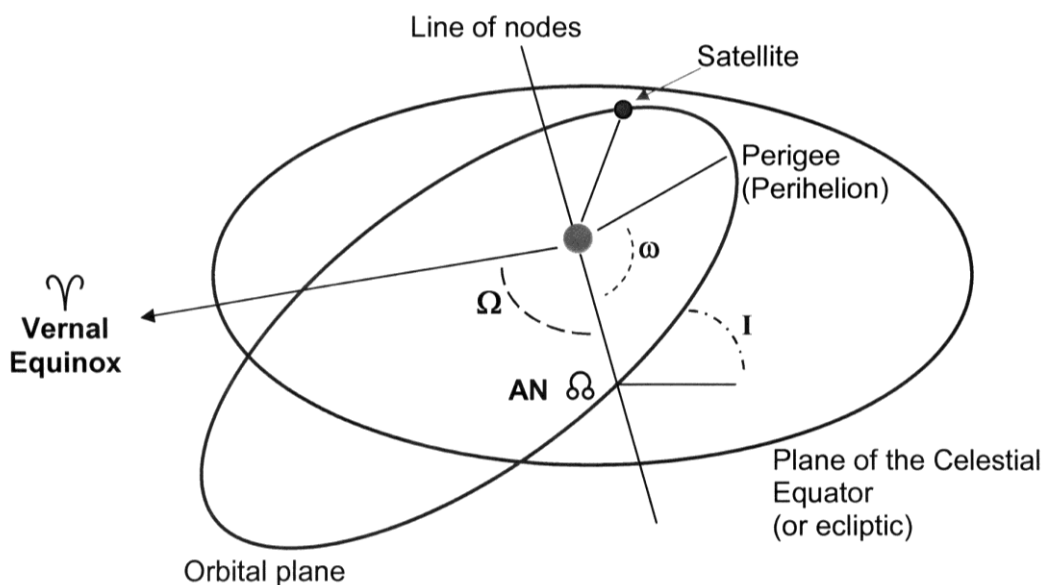


Figura 7. Elementos Keplerianos [1]

2.2.2. Análisis de la órbita

El análisis a partir de las necesidades de monitoreo y toma de imágenes, se debe cumplir a partir de los siguientes requerimientos debidos a la órbita [5]:

- Deberá ser aquella, en la cual, el ángulo de visión debe cubrir la zona de interés para que se pueda realizar la toma de imágenes por lo menos una vez al día
- Deberá tener una altitud sobre la zona de interés para tomar fotografías que garanticen la resolución y ancho de barrido requerido.
- Deberá permitir que el satélite pase sobre la zona de interés, es decir, en el intervalo de 1 grado de apuntamiento del nadir.
- El satélite deberá pasar dentro del rango de línea de vista de una estación terrena por lo menos una vez al día.

Para poder determinar la órbita que cumpla con los requerimientos antes descritos se realizaron una serie de simulaciones a partir del software STK ® (Satellite tool Kit) en donde se establecieron dos casos. El primer caso es para determinar la duración y número de pases que tiene la huella orbital al pasar por la estación terrena principal que se encontrará en el estado de Querétaro y el caso dos se tendrá a partir de las características de las órbitas obtenidas en el caso uno, analizando la duración del pase sobre posibles estaciones terrenas periféricas ubicadas en la República Mexicana y en la ciudad de Boston.

2.2.2.1. *Caso 1. Obtención de la duración y número de pases sobre la ciudad de Querétaro.*

La simulación comprende tres diferentes alturas: 600 km, 800 km y 1000 km variando la inclinación cada 5 grados; en donde para cada ángulo de inclinación y cada altura se obtuvieron datos de la duración de transmisión de datos cuando el satélite pasa por la ciudad de Querétaro que es donde se encuentra la estación receptora como muestra en la Figura 8 y Figura 9.

Debido a que el nivel de contaminantes aumenta debido a la radiación solar y en un horario 13:00:00 a 16:00:00 horas se considera la toma de datos para este periodo en donde se utiliza como instrumento de medición la cámara infrarroja un cono medio de cobertura de 4 a 6 grados.

La simulación se hizo considerando que el tiempo de vida útil del satélite es de dos años comenzando del 1 de enero de 2014 al 1 de enero del 2016. Se

eligieron estas fechas tomando en cuenta que la actividad solar disminuye a partir del año 2014 con respecto a las predicciones estadísticas de la Figura 23.

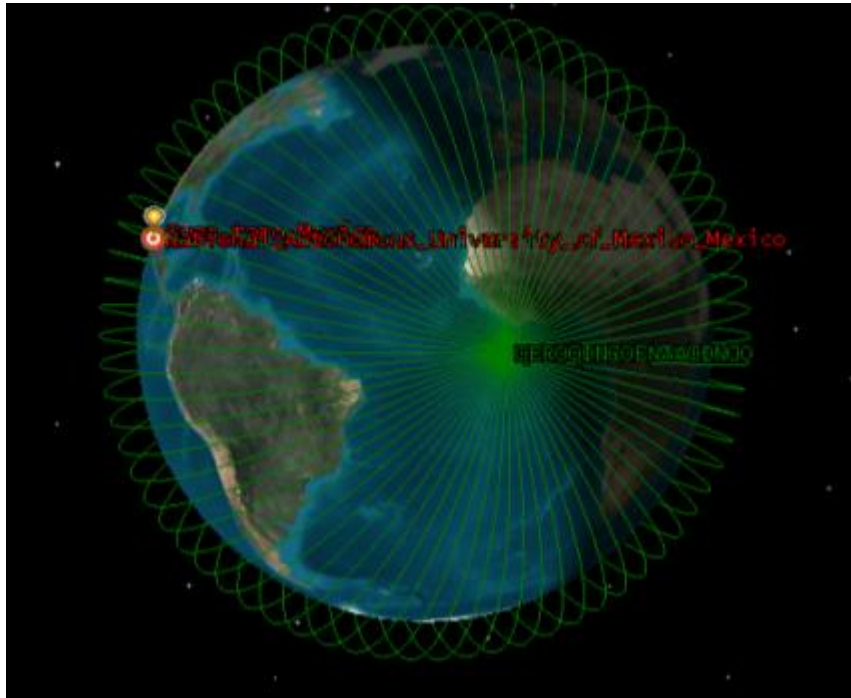


Figura 8. Vista 3D de la Simulación de las órbitas variando su inclinación cada 5 grados en STK ® [20].

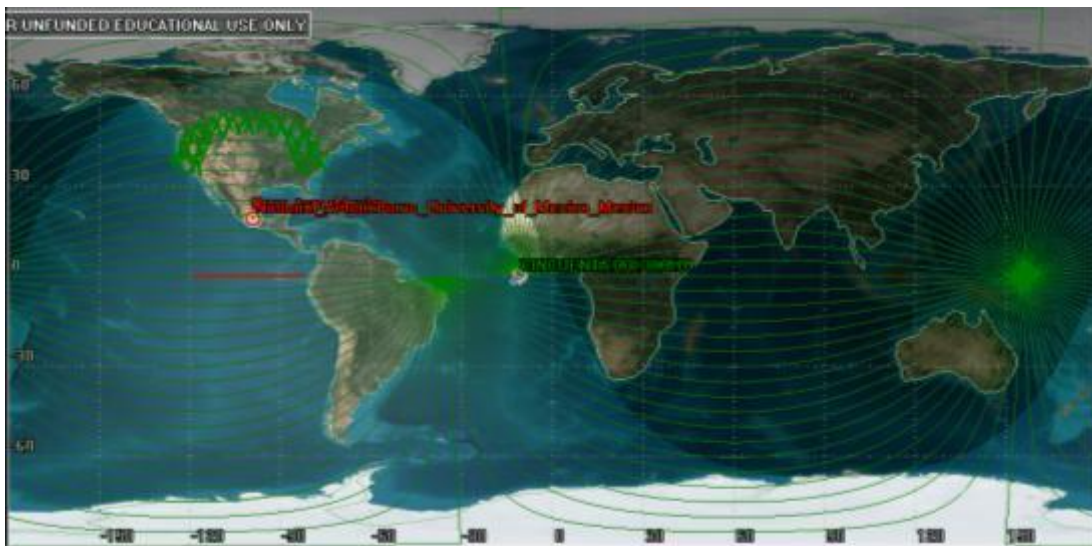


Figura 9. Vista 2D de la simulación de las órbitas variando su inclinación cada 5 grados en STK ® [20].

El espectrómetro se simula como un sensor rectangular (pushroom) con las siguientes características: Multi Spectral Imager MSI cuyas dimensiones son: 314 x 257 x 250 mm, es decir el ángulo medio de huella corresponde a un ángulo del campo de vista instantáneo $\alpha_{cvi} = 0.58^\circ$, como se puede observar a

Figura 10, y un tamaño de pixel 7 X 31 km como ya se había mencionado en las características de la carga útil [30].

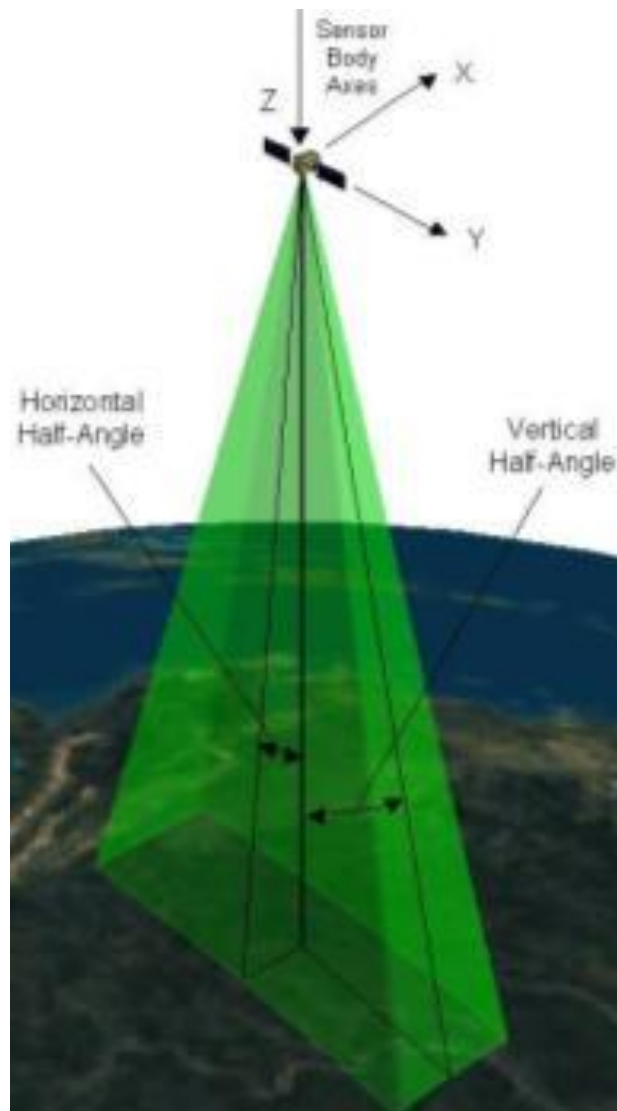


Figura 10. Parámetros utilizados para la simulación de un sensor rectangular [20].

A continuación se muestran las gráficas de cómo influye la inclinación y la altura en la duración del área de barrido sobre la estación terrena.

La Figura 11 se enfoca en el número de pases para tres diferentes alturas 600, 800 y 1000 km en donde para una altura de 800 km se tiene un rango de 3000 a 15000 pases al año aproximadamente tomando valores mayores a las demás alturas; cuando el satélite tiene una altura de 600 km se tiene un rango de 300 a 3000 observando un pico de 1800 pases cuando la inclinación de la órbita está en un rango de 10 a 20 ° esto se debe a que la ciudad de Querétaro se encuentra a una latitud de 20.616667° y una longitud de -100.466667°; para

una altura de 1000 km el número de pases al año oscila de 400 a 3000. A partir de estos podemos resaltar que la altura preferida es la de 800 km ya que el número de pases es superior al de las demás alturas lo cual nos puede permitir obtener más datos al pasar por la estación terrena.

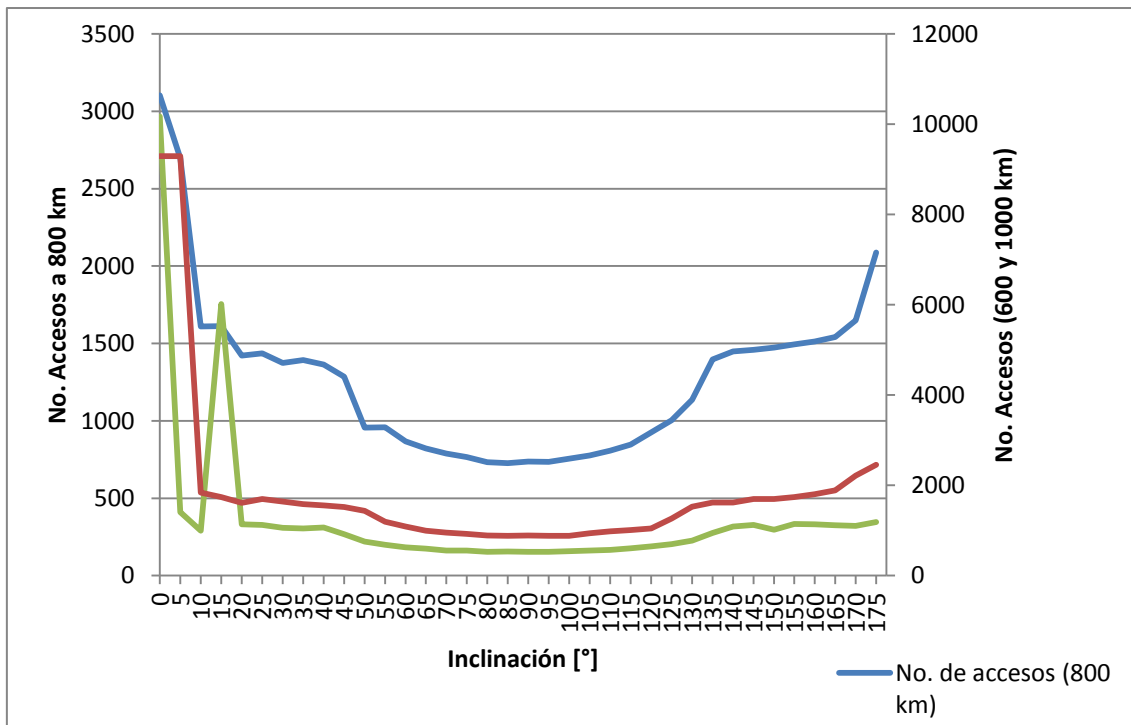


Figura 11. Número de pases con respecto a la inclinación para tres diferentes alturas (600, 800 y 1000 km).

En la Figura 12 se grafica la duración máxima al pasar por la estación terrestre variando la inclinación cada 5° a tres diferentes alturas 600, 800 y 1000 km, en donde la duración de la huella de barrido aumenta conforme aumenta la altura en donde para una altura de 600 km el tiempo de duración es de 434 [s] presentado un pico cuando la inclinación orbital esta en un rango de 10 a 20 ° debido a la latitud en la que se encuentra la estación terrena, alcanzando los 800 [s] de duración, para los 800 km de altura la duración es de 665 [s] permaneciendo casi constante para cualquier inclinación, para finalizar a una altura de 1000 km la duración máxima varia de 783 a 987 [s] teniendo un mínimo a 120 ° de inclinación.

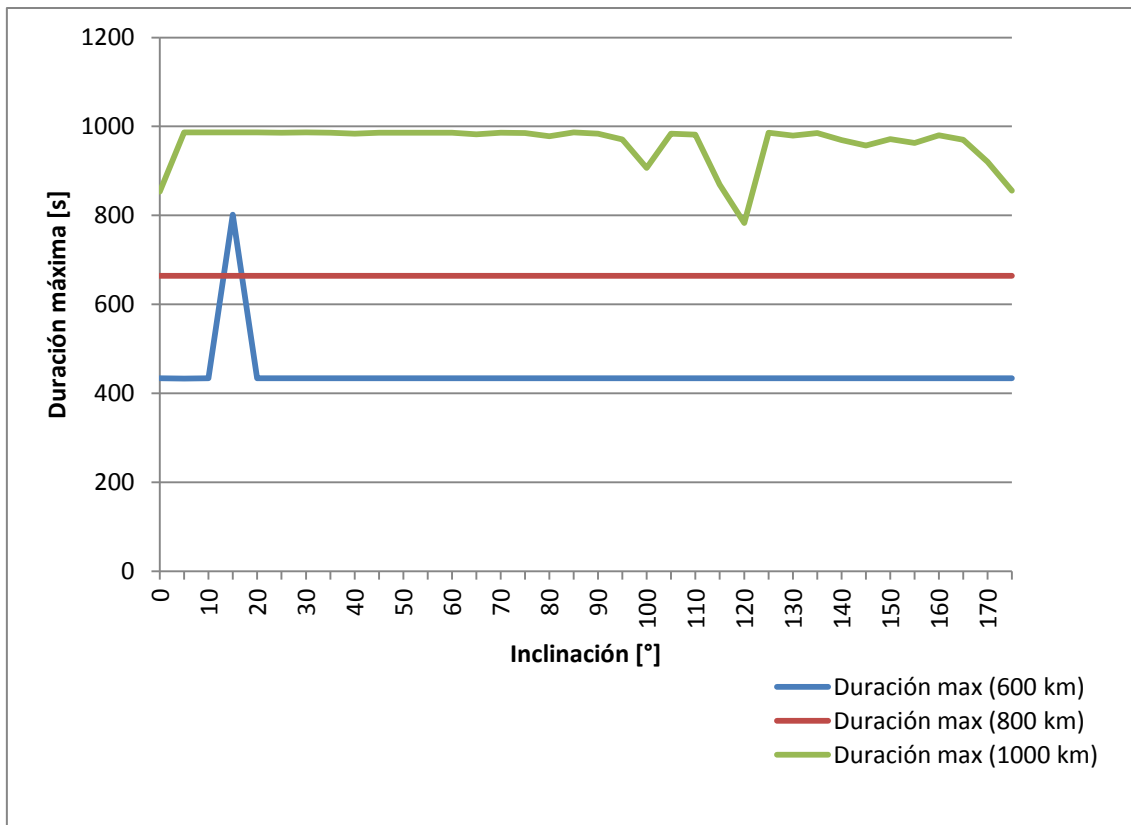


Figura 12. Duración máxima al pasar por la estación terrena con respecto a la inclinación y tres diferentes alturas (600, 800 y 1000 km).

De las Figura 11 Figura 12 se tiene que el tiempo de duración al pasar por la estación terrena aumenta con forme a la inclinación y es directamente proporcional a la altura orbital, sin embargo, el número de pases decrece con forme la inclinación orbital se acerca al polo terrestre.

2.2.2.2. Caso 2. Obtención del tiempo de exposición y acumulación solar de acuerdo a la inclinación y la altura orbital.

Como parte del diseño del sistema de control térmico se debe determinar la duración del tiempo de exposición solar y la duración de los eclipses considerándolos como parámetros de mayor importancia debido a la variación de temperatura que se presenta cuando el satélite se encuentra en obscuridad total.

Las regiones de obscuridad parcial o total que se observan en el Quetzal se denominan como umbra cuando la tierra cubre completamente al satélite de la luz solar y penumbra cuando se tiene una sombra parcial.

De acuerdo a esto se calcula mediante el programa STK ® el tiempo de exposición a la luz solar y eclipses que el satélite presenta variando la altura de

600, 800 y 1000 km y para cada altura se obtuvieron los datos para diferentes grados de inclinación incrementando cada 5° en un tiempo estimado de dos años que durará la misión como se puede observar a continuación:

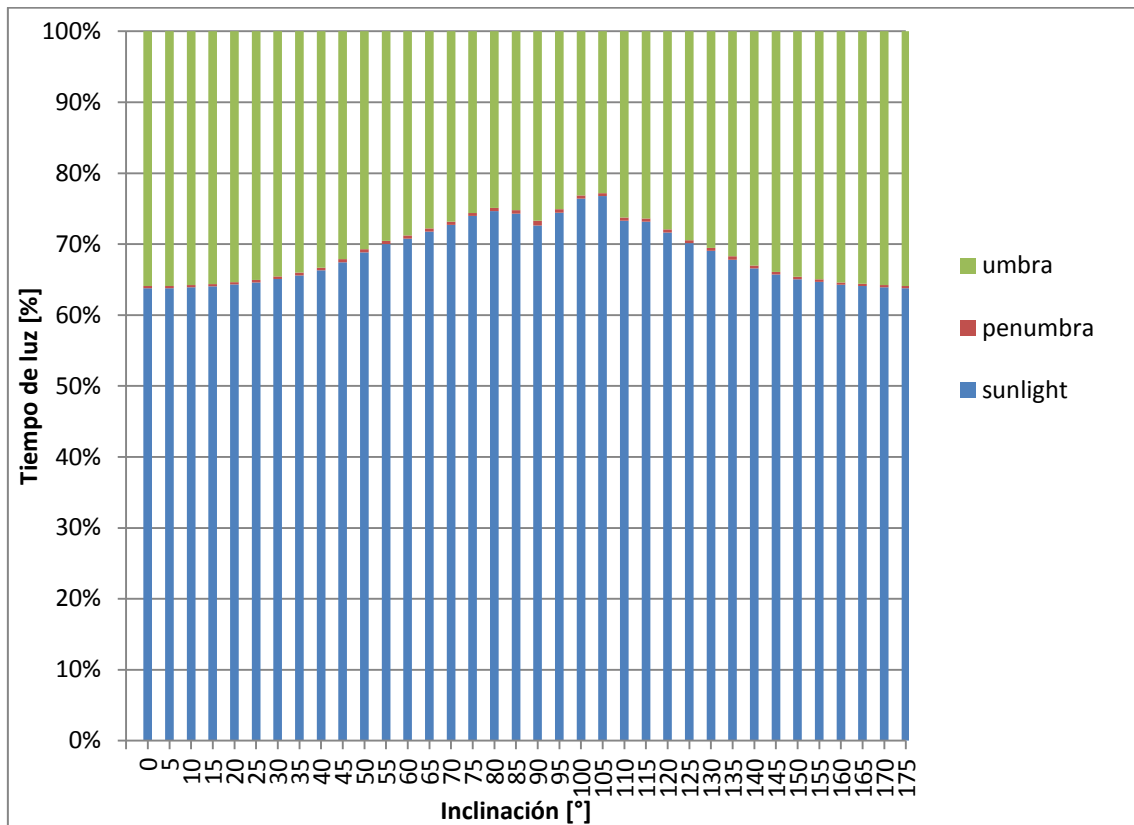


Figura 13. Tiempo de exposición de luz y sombra para una altura de 600 km y diferentes grados de inclinación orbital.

La Figura 13 muestra el tiempo de exposición solar, umbra y penumbra del satélite a 600 km en donde el porcentaje máximo se tiene a una inclinación de 105 ° con 77% de luz solar, 22.8% de umbra y 0.2% de penumbra en donde la duración máxima de eclipse es de 2111.806 [s]; el porcentaje mínimo se observa a 0[°] de inclinación con 64 % de luz solar, 35.9% de umbra y 0.1% de penumbra donde el tiempo pico es de sombra total es de 2115.367 [s].

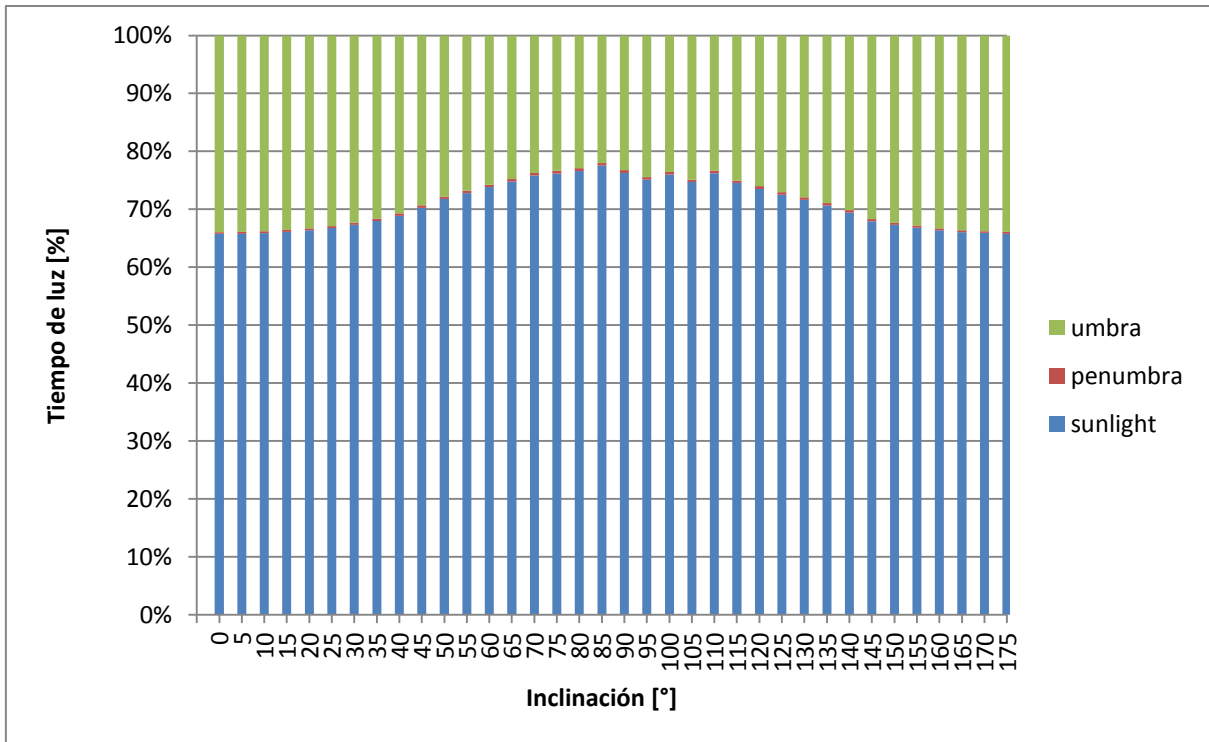


Figura 14. Tiempo de exposición de luz y sombra para una altura de 800 km y diferentes grados de inclinación orbital.

El tiempo en el que el satélite permanece a obscuridad total a una altura de 800 km a varios grados de inclinación se grafica en la Figura 14 en donde el porcentaje de luz solar máximo, umbra y penumbra se observan a una inclinación de 85° y son de 77.5%, 22% y 0.5% respectivamente para un tiempo máximo de umbra de 2091.471 [s]; por el contrario el porcentaje mínimo de acumulación solar se genera a 0° de inclinación con 65.7 %, 34% y 0.3% de luz solar, umbra y penumbra cuyo tiempo de duración a la sombra total más alto es de 2094.1 [s].

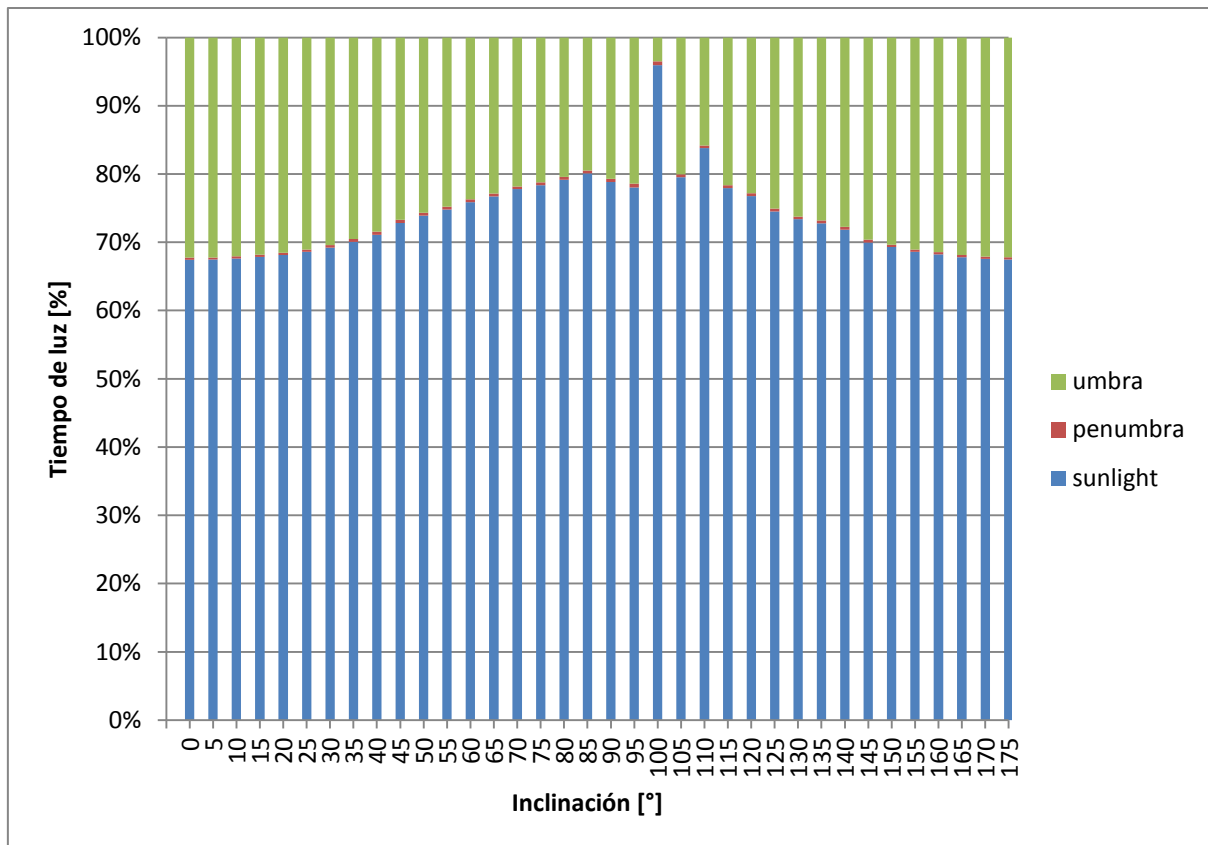


Figura 15. Tiempo de exposición de luz y sombra para una altura de 1000 km y diferentes grados de inclinación orbital.

En el caso de el satélite orbite a una altura de 1000 km el porcentaje máximo de luz solar se observa a una inclinación de 100° alcanzando un 96%, con 3% de umbra y 1% de penumbra, lo cual nos indica que es el caso caliente más extremo que se tendría de todas las inclinaciones y alturas simuladas. A esa inclinación se observa un tiempo de eclipse máximo de 1197.043 [s]. La inclinación con menor porcentaje de luz solar acumulado es la de 0° con 67%, 32% y 0.1% de luz solar, umbra y penumbra respectivamente lo cual se puede apreciar en la Figura 15; el tiempo sin presencia de luz que contara el satélite a 0° es de 2082.207 [s].

A partir de la obtención del tiempo en el que el satélite se encontrará a la sombra se determina el tiempo en el que las baterías deberán estar encendidas ya que los paneles solares no recibirán luz solar.

De todo lo anterior se puede decir que el tiempo máximo de exposición solar se tiene en los polos y el tiempo máximo de sombra total se encuentra en la órbita cuya inclinación es más cercana al ecuador, en donde tanto el porcentaje de acumulación solar como el porcentaje de eclipse total son factores determinantes para la obtención de los peores escenarios de temperatura (caso de frío extremo y caso de calor extremo).

2.2.2.3. Caso 3. Determinación de dos inclinaciones orbitales de acuerdo a la altura.

A partir de los resultados mostrados con anterioridad, se eligen dos órbitas por cada altura, en donde, se toma como prioridad la máxima duración de la huella al pasar por la estación terrena, para una órbita ecuatorial y una órbita polar.

Las órbitas propuestas a partir del análisis de la simulación, eligiendo la órbita que mayor duración tiene al pasar por el estado de Querétaro debido a que entre más tiempo tenga de acceso es posible tener mayor información, son las siguientes:

Altura	600 Km	
Tipo de órbita	Polar	Ecuatorial
Inclinación [°]	90	40
No. De veces que pasa por Qro. al mes	25	50
No. De veces que pasa por Qro. al día	4	8
Duración Máxima [min]	7.5	7.5

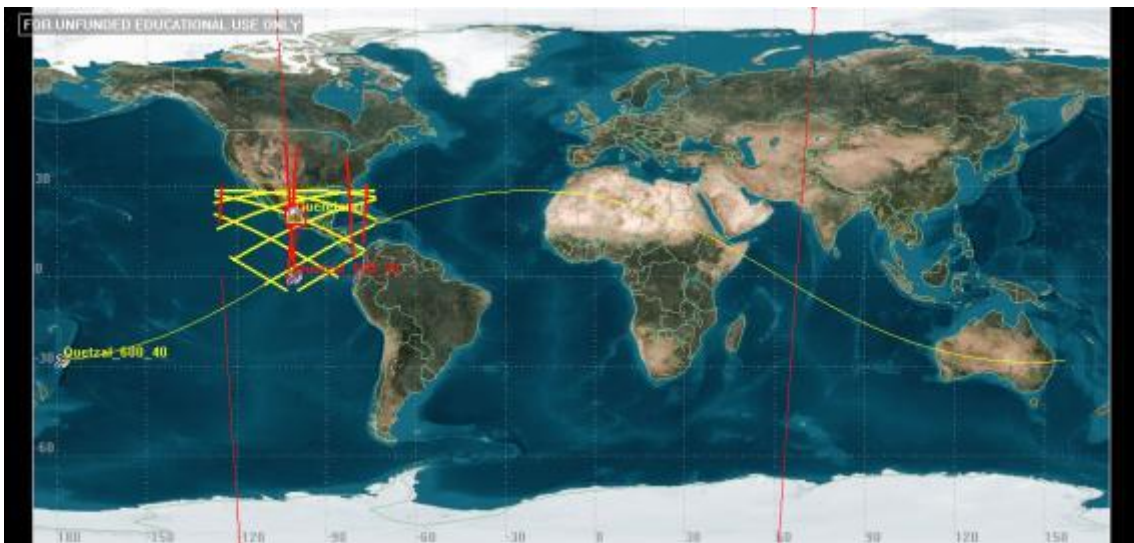


Figura 16. Comparación del área de cobertura en la ciudad de Querétaro de dos órbitas de 600 km de altura y 40° de inclinación en amarillo y 90° de inclinación en rojo. STK ®

Altura	800 Km	
Tipo de órbita	Polar	Ecuatorial
Inclinación [°]	105	40
No. De veces que pasa por Qro. al mes	40	160
No. De veces que pasa por Qro. al día	6	9
Duración Máxima [min]	11	11

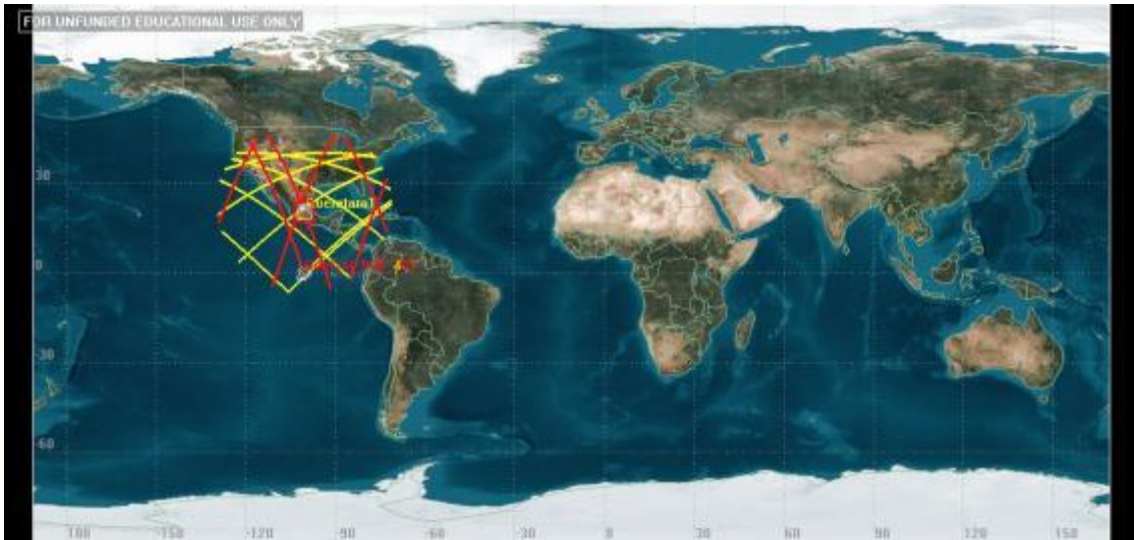


Figura 17. Comparación del área de cobertura en la ciudad de Querétaro de dos órbitas de 800 km de altura y 40° de inclinación en amarillo y 105° de inclinación en rojo. STK ®

Altura	1000 Km	
Tipo de órbita	Polar	Ecuatorial
Inclinación [°]	110	135
No. De veces que pasa por Qro. al mes	50	95
No. De veces que pasa por Qro. al día	6	9
Duración Máxima [min]	16.5	16.5

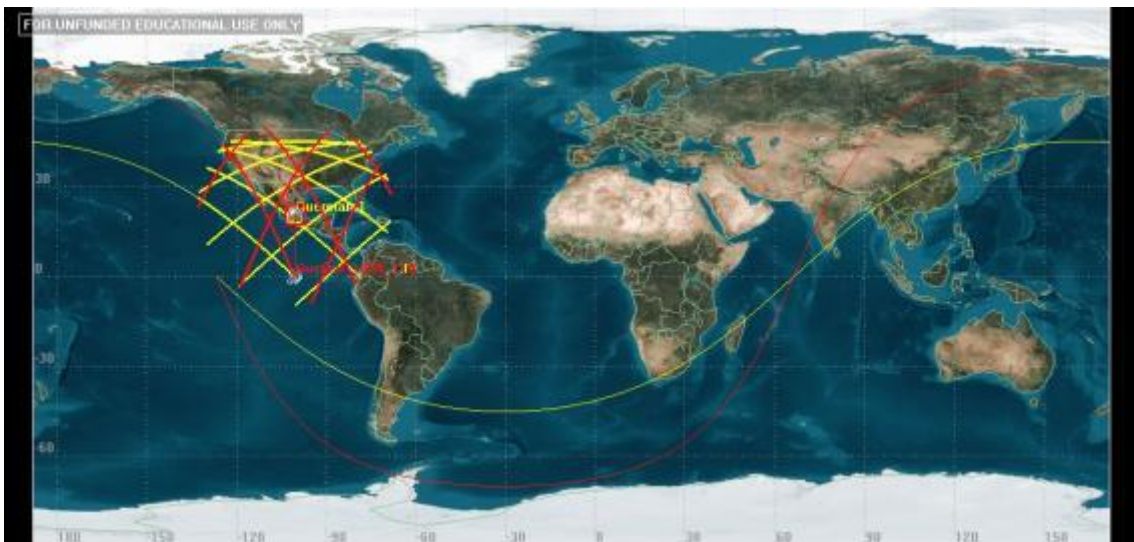


Figura 18. Comparación del área de cobertura en la ciudad de Querétaro de dos órbitas de 1000 km de altura y 135° de inclinación en amarillo y 110° de inclinación en rojo. STK ®

En las Figura 16, Figura 17 y Figura 18 se observa que la órbitas con inclinaciones cercanas al ecuador tienen más pases al día en comparación con las órbitas con inclinaciones cercanas al polo, en contra posición, la órbita polar tiene mayor área de cobertura que la órbita ecuatorial; también se puede

apreciar que entre mayor sea la altura de la órbita mayor es el tiempo de duración, el número de pases y el área de cobertura.

De aquí se obtiene el porcentaje de acumulación total y tiempo máximo de duración que presenta el satélite al estar en umbra lo cual representa el tiempo máximo que las baterías deberán estar encendidas y se define en la Tabla 3:

Tabla 3. Acumulación solar debida a la inclinación y altura orbital.

Altura [km]	Inclinación orbital [°]	% de Acumulación Solar	Tiempo máximo de duración de eclipse [min]
600	40	66.3	35.3
	89	74.5	35.2
800	40	68.9	34.9
	105	74.7	34.8
1000	135	72.8	34.7
	110	83.8	34.7

2.2.2.4. Caso 4. Obtención de la duración y número de pases sobre la ciudad de Querétaro y diferentes estaciones terrenas a lo largo de la República Mexicana.

La estación terrena principal se encontrará en Querétaro, sin embargo como la misión del Quetzal es monitorear los contaminantes de las ciudades principales o con mayor índice de partículas en el aire se analizó el tiempo de enlace que tiene el satélite al pasar por las ciudades de Ensenada, San Luis Potosí, Nuevo León, Distrito Federal, Chetumal, Mérida y la ciudad de Boston en Estados Unidos como se muestra en la Figura 19.

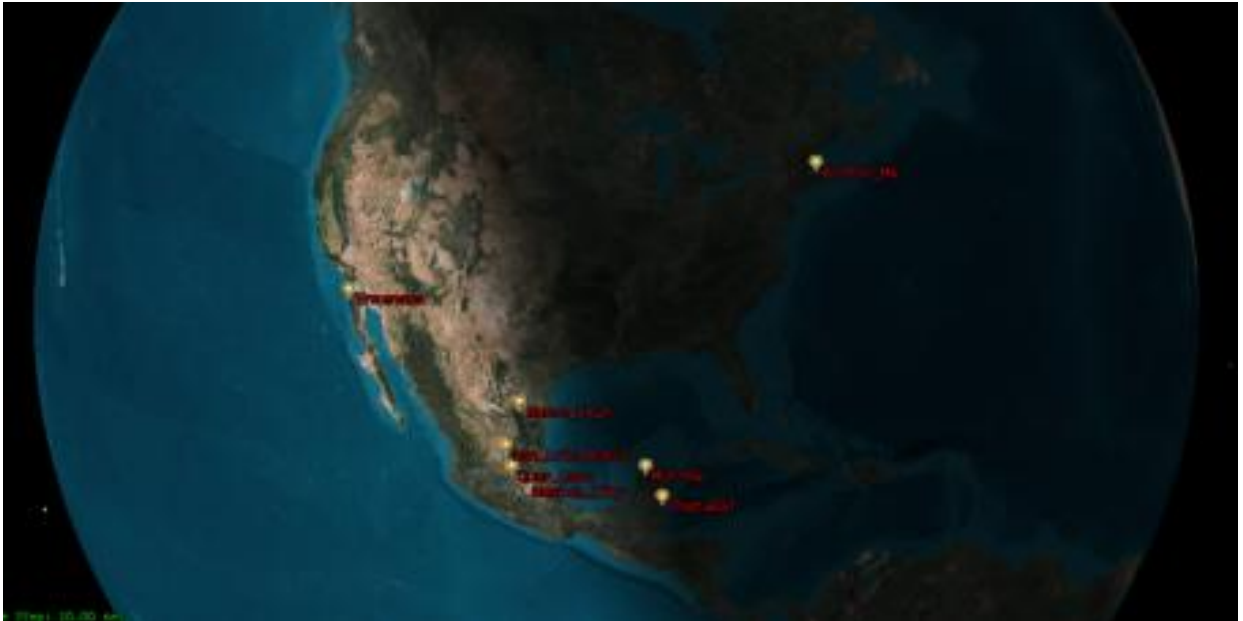


Figura 19. Estaciones terrenas a analizar. STK ®.

En este análisis utilizó la variación de alturas e inclinaciones del caso 3 de este mismo capítulo, obteniendo la duración máxima y mínima en minutos y el número de pases en un máximo y mínimo para una duración de dos años para las diferentes estaciones terrenas como se puede apreciar en las Figura 19 y Figura 20 , en donde la órbita que presenta un mayor número de pases es la que se encuentra a 1000 km de altura con una inclinación de 135° y la órbita que presenta una mayor duración en minutos es a la misma altura pero con una inclinación de 110° . Estos datos varían con respecto a cada una de las estaciones terrenas debido a su ubicación y se pueden apreciar a detalle en el Anexo 1.

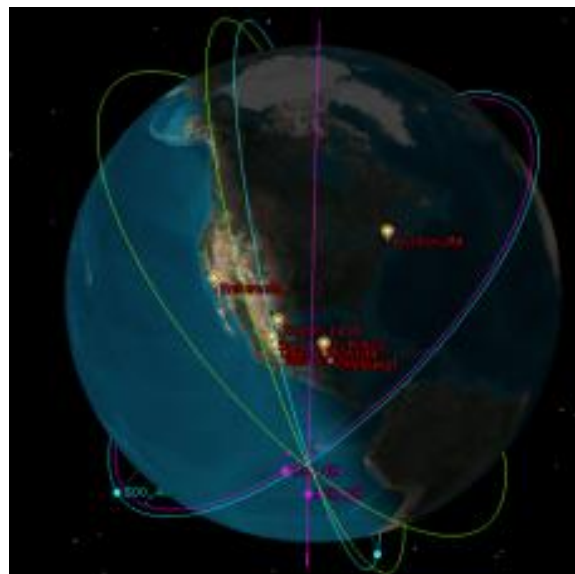


Figura 20. Orbitas a analizar para diferentes estaciones terrenas. STK ®

En la simulación se puede observar que en el caso de las órbitas polares se puede abarcar en un solo pase todas las estaciones terrestres a diferencia de la órbita ecuatorial que en un pase solo abarca unas cuantas, debido a esto se recomienda utilizar una órbita polar ya que permitiría que se monitorearan contaminantes no sólo de la república mexicana sino también de América latina para cumplir con el objetivo principal de la misión de nuestro satélite Quetzal.

A partir del análisis de los casos 1 al 4 se propone utilizar una órbita de 800 km de altitud debido a que es la que mayor número de pases presenta y tiene una tiempo de duración de 11 a 16 [min] al pasar por las estaciones terrenas, el cual es un tiempo óptimo para poder realizar la telemetría de los datos obtenidos.

Las características de las órbitas que se considerarán para el análisis térmico, las cuales cumplen con los requerimientos mencionados al inicio de esta sección 2.2.2.

El modelo de la órbita que cumpla con estos requerimientos se simuló a partir del paquete computacional STK® (Satellite Tool Kit), del cual se tienen dos propuestas de órbitas circulares como se observa en la Tabla 4:

Tabla 4. Características de las órbitas propuestas

Características de las órbitas propuestas		
Tipo de órbita	Ecuatorial	Polar
Altura [km]	800	800
Inclinación [°]	40	105
Eje Semimayor [km]	7178.14	7178.14
Excentricidad	1.90004e-015	1.90004e-015
RAAN [°]	1.63673e-017	1.63673e-017
Argumento de perigeo [°]	0	0
Anomalía verdadera [°]	4.35077e-017	4.35077e-017
Tiempo de simulación		
Empieza	1 de enero de 2014	
Termina	1 de enero de 2016	

Capítulo 3. Conocimientos previos al análisis

3.1. Ambiente espacial

El ambiente espacial considera que ocurren diferentes fenómenos naturales como el oxígeno atómico, la densidad atmosférica, plasma, iones y electrones atrapados, campo geomagnético, etc., de la misma manera que algunos factores creados por el hombre como lo es la basura espacial, los cuales ocasionan ciertos efectos en el satélite y se deben de tomar en cuenta para garantizar, optimizar y tomar decisiones con respecto a la misión.

Los aspectos en los que se puede tener una mejora continua al entender el comportamiento del ambiente espacial son [4] el costo, riesgo, calidad, peso, verificación y en los avances de la ciencia y tecnología.

En donde el bajo costo de operación y la alta calidad de los componentes se pueden determinar de acuerdo a los parámetros de la órbita, la inclinación y altitud, los cuales permiten minimizar los impactos ambientales por radiación.

El análisis de riesgo de la misión puede ser estudiado a partir de datos estadísticos obtenidos de misiones pasadas como es el caso del ciclo solar que nos ayudara a determinar la fecha en la que se decide que el satélite se pondrá en operación, de la misma manera que la calidad se optimiza a partir de simuladores, modelos y la verificación con pruebas de laboratorio que representen una similitud del ambiente espacial.

Con todo esto los avances de la ciencia y tecnología se ven incrementados mediante la observación de expediciones pasadas y el estudio de los efectos que los factores del ambiente causan en los componentes y subsistemas del satélite para de esta manera obtener y alcanzar los objetivos de una misión exitosa.

A continuación una descripción de los factores mencionados con anterioridad:

3.1.1. Radiación por ionización:

La radiación por ionización se categoriza a partir de tres principales grupos de acuerdo a las partículas asociadas a estos y las fuentes de radiación a las que se ven expuestas y son: los cinturones de Van Allen, rayos cósmicos y erupciones solares [4].

3.1.1.1. Cinturones de radiación Van Allen

Los cinturones de Van Allen son electrones y en su mayoría protones atrapados con alta energía distribuidos en el campo magnético de la tierra, generalmente siguiendo las líneas del campo magnético y comprendiendo dos regiones la interna y la externa. La densidad atmosférica de los flujos de iones pesados depende tanto de la actividad solar como la actividad geomagnética. Principalmente se encuentran iones de helio (He), nitrógeno (N) y oxígeno (O).

El rango de energía de los protones y electrones varía de 0.01-400 MeV y 0.4-4.5 MeV, con flujos de 10^8 -600/cm²s y 4×10^8 -100/cm²s en donde la variación de la radiación de estas partículas varía con respecto a la altitud, la latitud y el ciclo solar [2].

Los satélites de órbita baja (LEO) se encuentran expuestos a un área donde la densidad de partículas es muy alta llamada Anomalía del Atlántico Sur (South Atlantic Anomaly – SAA). Esto se debe a que el campo magnético de la tierra se encuentra desplazado del centro y la radiación de iones atrapada en los cinturones alcanzan las bajas altitudes de las costas del este de Sur América como se puede observar en la Figura 21.

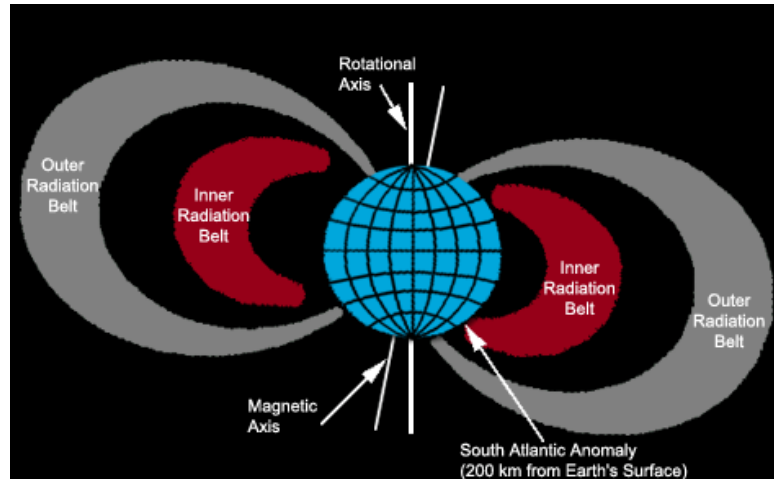


Figura 21. Anomalía del Atlántico Sur y Cinturones de Van Allen [15].

3.1.1.2. Rayos cósmicos galácticos.

Los rayos cósmicos galácticos son partículas originadas fuera del sistema solar generados a partir de explosiones de estrellas y están formados de protones, electrones y núcleos pesados de diferentes elementos, poseen grandes

cantidades de energía cinética y transmiten este efecto sobre los materiales por donde estos pasan.

Los rayos cósmicos galácticos se forman a partir de varias colisiones, empiezan desde una simple partícula cargada que pasa cerca de un átomo de gas en la atmósfera formando un protón de rayos cósmicos que se separa creando nuevas partículas llamadas pions y kaons; los fragmentos producidos por la colisión chocan con otros núcleos atmosféricos formando partículas secundarias, es decir, más pions y kaons los cuales son inestables y se degradan antes de volver a colisionar con más núcleos de la atmósfera. El producto de esta degradación son los rayos gama, muons, neutrinos. Los muons a su vez se deterioran y pueden seguir interactuando. La mayoría de estas partículas viajan en el vacío espacial a velocidades similares a la de la luz produciendo radiación de Cerekov [16]. Esta radiación es insignificante con respecto a la colisión de las demás partículas.

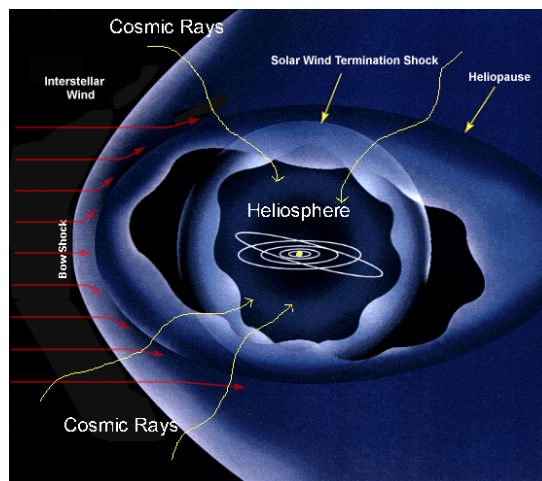


Figura 22. Flujo de rayos cósmicos galácticos [17]

3.1.2. Erupciones Solares

Las erupciones solares están relacionados con los eventos solares de partículas (Solar Particle Events-SPE) los cuales son manifestaciones violentas de energía liberada provenientes de la atmósfera solar [18], estas partículas son electrones, protones, partículas alfa y otras partículas pesadas provenientes del espacio interplanetario; se encuentran aceleradas por velocidades de ondas de choque procedentes de las eyecciones de la masa coronal, las cuales son materia ionizada atómica con alta energía cinética que siguen las líneas de campo magnético (manchas solares). En cada una de estas erupciones solares las partículas que se miden comúnmente son los eventos de protones solares los cuales varían con respecto al ciclo solar influyendo en los alrededores de la Tierra [15].

El ciclo solar es cada 11 años donde el ciclo solar máximo se tiene cada 7 años el ciclo solar mínimo cada cuatro años. La Figura 23 muestra una gráfica del número de manchas solares con respecto al tiempo en años, donde se puede observar que en el febrero de 2012 se tuvo alrededor de 67 manchas solares y de acuerdo a Hathaway [20] se predice que para otoño de 2013 se tendrán aproximadamente 66 manchas solares.

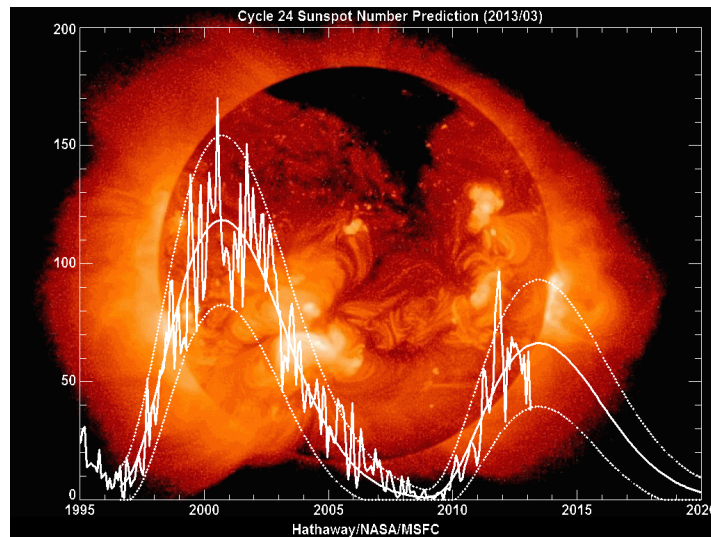


Figura 23. Predicción del número de manchas solares. Ciclo 24. [19]

Analizar este tipo de radiación es muy importante ya que degrada los componentes de los satélites como es el caso de los sensores ópticos, a su vez causan serias enfermedades a los astronautas [1].

3.2. Ambiente térmico (Fuentes de calor)

El satélite interactúa en el ambiente espacial con diferentes fuentes de calor por radiación como se puede observar en la Figura 24 y se enuncian a continuación:

- Radiación solar directa
- Albedo
- Radiación infrarroja de la tierra
- Radiación de emitida por el satélite

Conocer y analizar estas fuentes de calor permitirá obtener los peores escenarios de temperatura que puede presentar el satélite, ya sea el escenario más frío o el más caliente.

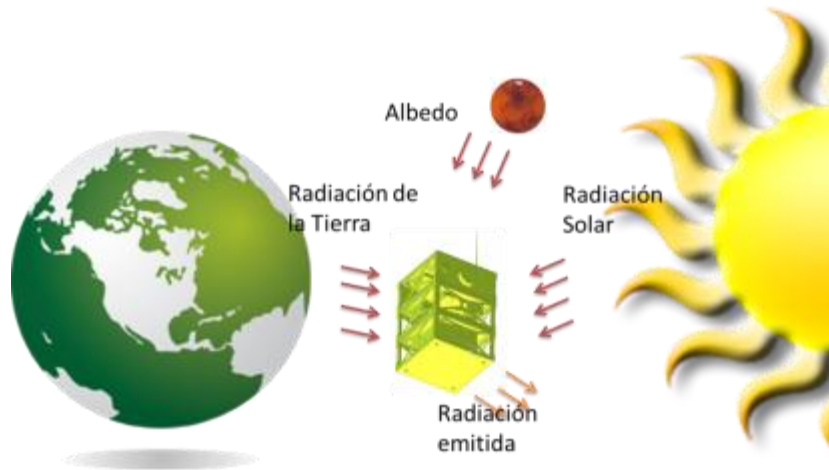


Figura 24. Fuentes de radiación que presenta el micro-satélite.

3.2.1. Radiación solar directa

La radiación solar directa es la mayor fuente de calor y presenta un valor mínimo de 1322 W/m^2 en el solsticio de invierno y un valor máximo de 1414 W/m^2 en el solsticio de verano. El valor conocido como constante solar es igual a 1367 W/m^2 y es la cantidad intensidad solar medido a una distancia media de la tierra (1 AU).

La intensidad solar desde el Sol a cualquier distancia está dada por:

$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2}$$

Donde J_s es la intensidad de radiación solar en una distancia d desde el sol, donde P es la potencia a total proveniente del sol igual a $3.856 \times 10^{26} \text{ W}$.

3.2.2. Albedo

Albedo es la luz del sol que reflejada en la tierra o cualquier planeta. Es expresada como la fracción de la luz solar reflejada hacia el espacio. E incrementa con la latitud, varia con la inclinación de la órbita, depende de la superficie local y las propiedades atmosféricas.

La intensidad de radiación por albedo J_a , que incide sobre el satélite está compuesta por una función que relaciona el tamaño del planeta, sus características ópticas de reflexión, la altitud del satélite y el ángulo β y se expresa en función del factor de forma F que se explica en capítulos posteriores y la constante de albedo:

$$J_a = J_s a F$$

Tabla 5. Intensidad solar planetaria y factores de albedo [1].

Planeta	Intensidad de radiación solar (% a 1 AU)	Factor de albedo 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	1.1	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

3.2.3. Radiación Infrarroja de la Tierra

La radiación de infrarrojo de la tierra es aquella radiación solar no reflejada como albedo y absorbida por el planeta que después es emitida hacia el espacio como energía infrarroja o radiación de cuerpo negro. Esta puede variar ya que depende de la temperatura local de la superficie terrestre y el porcentaje de nubosidad presente. Los valores más altos emitidos ocurren en los trópicos y las regiones desérticas y decrecen conforme incrementa la latitud (Tabla 6), es decir, la intensidad de radiación planetaria varía con el tiempo y la posición alrededor de la órbita. Sin embargo con para propósitos prácticos se asume que la tierra radia una intensidad de 237 W/m^2 y la radiación térmica proviene de la tierra de manera uniforme [2].

Para una altitud determinada la intensidad de la tierra J_p en W/m^2 se puede expresar como:

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

Donde R_{rad} es el radio efectivo de la superficie radiante de la Tierra el cual se puede asumir como el radio de la Tierra y R_{orbit} es el radio correspondiente a la órbita.

A continuación en la Tabla 6 se puede observar como varía la radiación de infrarrojo de la tierra y el albedo como función de la inclinación orbital y el ángulo β . En donde los valores más altos de radiación infrarroja emitida por la tierra ocurren a bajas inclinaciones.

Tabla 6. Variación de los valores de radiación infrarroja de la tierra y albedo como función de la inclinación orbital y el ángulo

Inclinación orbital (°)	Ángulo β (°)	Radiación Emitida IR Tierra (W/m ²)		Albedo (%)	
		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

3.2.4. Radiación emitida por el satélite

La radiación emitida por el satélite es de dos tipos, el primero depende de la potencia disipada como calor proveniente de los componentes electrónicos hacia el espacio y el segundo corresponde a la radiación absorbida por el material y emitido hacia el espacio semejante a la radiación infrarroja de la tierra.

3.3. Tipos de control Térmico

Con el fin de regular la temperatura de los subsistemas satelitales se tienen dos tipos de control térmico:

- Control Pasivo
- Control Activo

Los cuales se describen a continuación:

3.3.1. Control Pasivo

El control pasivo está constituido por materiales aislantes, recubrimientos o pinturas encargados de aislar al satélite del ambiente externo, seleccionando las propiedades de superficie estableciendo una relación absorptividad/emisividad de tal manera que favorezcan al satélite como se detalla en cada uno de los tipos de control térmico pasivo que se exponen a continuación en la Figura 25:



Figura 25. Tipos de control térmico pasivo.

3.3.1.1. *Acabados superficiales*

Los acabados superficiales son un tipo de control térmico pasivo dependiente de la longitud de onda del espectro de radiación en donde la energía radiante es absorbida y emitida dependiendo de las propiedades de la superficie [37]. Particularmente se busca minimizar la energía solar absorbida y de emisión infrarroja; en los exteriores se desea alcanzar un balance de energía entre la disipación interna y las fuentes de calor externas y en los interiores que haya un intercambio entre las paredes y los compartimentos.

Los acabados superficiales tienen diferentes clasificaciones las cuales se enuncian a continuación:

- Reflectores solares: se utilizan en ambientes solares o de albedo como reflejantes de la energía incidente y retienen la emisividad de infrarrojo IR necesaria ya que sus propiedades poseen una baja absorptividad solar y una alta emisividad.

Este tipo de acabados incluyen:

- Pinturas blancas: permiten minimizar la energía solar absorbida con una relación de ($\alpha/\varepsilon = 0.2$). Sin embargo se debe considerar que algunas pinturas blancas experimentan un incremento en la absorptividad debido a los efectos del ambiente espacial como la degradación de las propiedades ópticas.
- Reflectores solares ópticos: están basados en el principio del segundo espejo superficial (second-surface mirror) en donde la radiación solar penetra una capa de un material transparente como son el cristal de cuarzo ($\alpha/\varepsilon = 0.08/0.78$) o el teflón ($\alpha/\varepsilon = 0.07/0.79$) los cuales poseen alta emisividad, una vez que la luz incide sobre estos, al llegar al fondo se refleja sobre un substrato de plata o aluminio que minimiza la absorción solar como se observa en la Figura 26.

Los reflectores solares ópticos de cuarzo poseen una ventaja sobre los de teflón, los cuales son resistentes a las reacciones químicas y sus propiedades tienen larga duración al estar expuestas al ambiente solar.

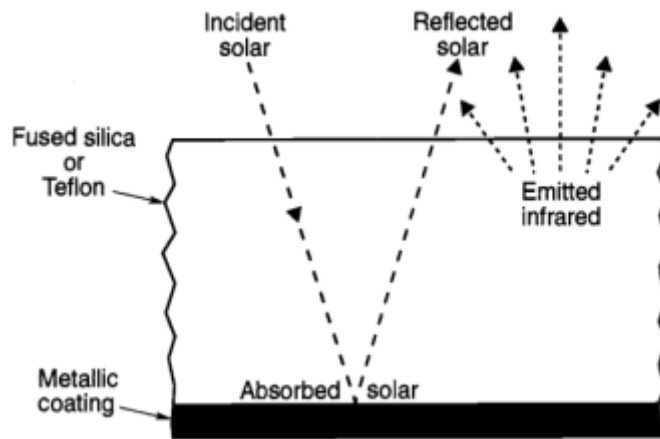


Figura 26. Acabado térmico a partir del principio del segundo espejo superficial.

- Recubrimientos planos:

Este tipo de acabados incluyen las pinturas en donde los valores que reflejan y absorben son similares a los del espectro solar y de infrarrojo como son las pinturas negras con valores de α y $\epsilon > 0.8$ y las pinturas metálicas con valores de absorptividad α y emisividad ϵ entre 0.25 y 0.50 aproximadamente.

Para escoger la pintura adecuada se debe considerar la absorción solar y la degradación del ambiente espacial al cual se ve afectado. Por lo general la pintura negra se escoge para las paredes interiores del satélite buscando una alta emisividad y un intercambio de calor por radiación entre estas.

- Absorbentes solares:

Los absorbentes solares tienen una relación alta de α/ϵ , por lo cual no se utilizan para recubrir las superficies exteriores del satélite ya que alcanzarían temperaturas altas e inesperadas de radiación. Entre los más conocidos están las superficies pulidas de componentes de aluminio, recubrimientos de oro, acero inoxidable y acabados con adición de aluminio mediante el proceso de deposición química en fase vapor (vapor-deposited aluminium-VDA) como lo es la un tipo de cinta Kapton.

3.3.1.1.1. Efectos causados por el ambiente espacial en los acabados superficiales.

Las propiedades superficiales de los acabados están afectadas por el ambiente espacial en donde se degradan debido a las partículas cargadas, la radiación ultravioleta, el alto vacío y los contaminantes incrustados en las superficies. Este es uno de los principales problemas que presenta este tipo de control térmico los cuales son indeseables ya que incrementan la absorción solar y a su vez la temperatura de la superficie por lo que se debe buscar una estabilidad en las propiedades.

Para determinar el sistema de control térmico apropiado para la misión del satélite Quetzal es importante conocer los efectos y daños ocasionados por el ambiente espacial ya que a partir se determinarán los requerimientos para la selección de los recubrimientos que protejan al satélite de estos fenómenos, estos se describen a continuación:

- Contaminación:

Los contaminantes provienen de las partículas y la desgasificación de los componentes de los materiales espaciales del satélite.

Las partículas se presentan durante el lanzamiento en la cúpula que encierra el satélite y otras son generadas por el motor de lanzamiento del cohete durante el ascenso.

La desgasificación de los materiales como películas de plástico, espumas, adhesivos, lubricantes y pinturas se deben a las bajas fracciones del peso molecular de los materiales poliméricos que volatilizan a lo largo de la misión y condensan en superficies frías. Esta volatilización es mayor en superficies que se encuentran iluminadas por la radiación UV ya que favorece la reacción química de los componentes.

Estos contaminantes incrementa la absorción solar de las superficies por lo cual se requiere en la selección de los materiales considerar un porcentaje de desgasificación ya sea por pérdida de masa (Total Mass Loss-TML) menor al 1 % o por condensación y volatilización (Collected Volatile Condensable Materials-CVCM) menor al 1.0% [3].

- Radiación UV:

La radiación ultravioleta se encuentra dividida en dos regiones: la región UV cercana y la región UV en el vacío, en donde esta última es la más dañina ya que sus longitudes de onda son menores a $0.20 \mu\text{m}$ y los gases atmosféricos absorben estas diminutas porciones de longitud de onda los cuales varían con respecto a la actividad solar y causan cambios en la

composición química rompiendo las cadenas de los enlaces químicos en especial los materiales poliméricos ocasionando que sus propiedades superficiales absorban más radiación solar.

Debido a esto se recomienda que el material a elegir sea resistente a la radiación solar y que presente bajos incrementos de absorción solar en sus propiedades superficiales.

- Oxígeno atómico:

El oxígeno atómico se forma a partir la fotólisis ultravioleta la cual es la disociación molecular del oxígeno debida a la radiación UV en la parte superior de la atmósfera. Este causa daños severos y erosión en los materiales de control térmico que poseen hidrocarburos y se encuentra en orbitas LEO.

El oxígeno atómico causa reacciones en las especies químicas de los satélites de órbitas bajas debido a la alta velocidad de estos (8km/h) que combinado con la valencia del oxígeno atómico y su energía equivalente a 5 eV permite la ruptura de las cadenas moleculares.

De aquí los materiales de hidrocarburos son volátiles y evaporan en este ambiente, sin embargo las siliconas se consideran más estables debido a que el polímero erosiona formando silicatos y lo hace resistente a más oxidaciones.

Por lo tanto se deben considerar la eficiencia de reacción del oxígeno atómico con los materiales a elegir para el control térmico a partir de tablas y datos de los materiales más usados.

- Protones, electrones y neutrones:

Los protones, electrones y neutrones son partículas que provienen de los cinturones de radiación de Van Allen, los afectan a los satélites que se encuentran en las órbitas GEO y penetran los materiales poliméricos produciendo moléculas de ionización generando cadenas largas poliméricas aumentando la absorción solar de los materiales.

Los satélites que también son afectados son los que se encuentran en órbitas polares e interceptan la anomalía del atlántico sur sin embargo la carga que inducen es insignificante con respecto a las partículas cargadas de las orbitas geoestacionarias.

De aquí se recomienda utilizar materiales transparentes de sílice fundido los cuales no se obscurecen debido a la ionización por la pureza de los mismos

- Micrometeoritos y basura espacial:

En las órbitas LEO se encuentra 10 veces más basura espacial que micrometeoritos, estas partículas poseen diámetros de 1 a 10 cm causando cráteres en las paredes del satélite y ocasionando pequeños cambios en las propiedades ópticas del material además el oxígeno atómico reacciona con los metales expuestos.

Por lo que los materiales que se seleccionen deben ser resistentes a los impactos de la basura espacial y los micrometeoritos.

3.3.1.2. Aislamiento

El propósito de los materiales aislantes es evitar la transferencia de calor tanto del ambiente exterior hacia el interior del satélite como de los componentes internos hacia el exterior. Para esto se utilizan aislamientos multicapa y de una sola capa dependiendo de la misión ya que los últimos son más baratos y fáciles de manufacturar [3].

Otro tipo de aislantes que se utilizan bajo las condiciones atmosféricas son espumas, placas y aerogeles debido a que el aislamiento multicapa no es efectivo en presencia de los gases atmosféricos.

El aislamiento multicapa ayuda disminuir la potencia requerida por los radiadores para eliminar el calor sobrante del satélite; cada una de las capas está compuesta por películas de material con baja emisividad y conductividad.

Los requerimientos generales del diseño de este tipo de aislantes son proteger al satélite los efectos del oxígeno atómico, radiación UV, micrometeoritos, partículas cargadas, partículas contaminantes provenientes de la pluma del cohete en el momento del lanzamiento; así como, se debe considerar la durabilidad, flamabilidad, baja presión, venteo de la gasificación de los materiales y componentes del satélite, chispas, restricción de materiales magnéticos, resistencia a la corrosión, expectativa de vida, bajo costo, riesgo, peso, de fácil manufactura, transportación y almacenamiento.

Los requerimientos térmicos para garantizar un buen desempeño del aislante deben considerar los factores de temperatura, absorción solar, emisividad infrarroja y reflectividad de los materiales.

Algunos materiales que se utilizan en las capas externas son el kapton para cargas electrostáticas y para protección contra micrometeoritos el material llamado "beta cloth" el cual está formado por fibras de sílice que no se queman y se funden a temperaturas mayores a los 650[°C], para hacer este material más durable se recubre con teflón. También se usa Tedlar pero un aspecto muy importante a considerar es que **nunca se debe usar Mylar en la capa**

superficial ya que no es resistente a la radiación UV, y si se usa teflón que sea recubierto con kapton ya que sin recubrir pierde sus propiedades mecánicas debido a las partículas cargadas que se adhieren a lo largo del vuelo.

En las capas interiores el material más utilizado es Mylar aluminizado en ambos lados, sin embargo se debe considerar la temperatura solar de exposición ya que este funde a 250[°C], en caso de que se exceda esta temperatura se considera Kapton aluminizado. Estas capas deben estar perforadas con el fin de ventilar el aire atrapado durante el lanzamiento.

3.3.2. Activo

El sistema de control activo está compuesto por sistemas dinámicos que permiten la transferencia de calor por conducción o radiación, ya sea para extraer calor u otorgarlo depende de las necesidades del componente, su ubicación dentro del satélite y de las cargas térmicas externas. Se utilizan cuando los sistemas pasivos no satisfacen los requerimientos térmicos del satélite y sus componentes. Los tipos de control térmico más conocidos se pueden observar en la Figura 27.



Figura 27. Tipos de control térmico activo más usados.

Estos se describen a continuación:

3.3.2.1. Radiadores

Los radiadores son dispositivos que permiten desechar la energía térmica sobrante desde el interior del satélite y rechazarla al espacio exterior mediante radiación, a partir de superficies radiantes con altos valores de emisión de infrarrojo para maximizar el rechazo de calor y bajos valores de absorción solar para limitar las cargas térmicas provenientes de los alrededores [38].

Estos son clasificados en radiadores pasivos y activos dependiendo de cómo el calor es transferido desde las superficies radiantes. Los radiadores activos requieren potencia para poder bombear el fluido que permitirá la transferencia de calor por convección, en donde el principal problema que presentan es la falla de las bombas mecánicas y son utilizados en misiones cortas o masivamente redundantes y útiles para los astronautas.

Los radiadores pasivos no requieren servicio y mantenimiento, son utilizadas en misiones de larga duración y su principal ventaja es la simplicidad.

Los tipos de radiadores serán descritos a continuación:

- Enfriadores radiantes criogénicos y pasivos:

Este tipo de radiadores obtienen temperaturas criogénicas a partir de las bajas temperaturas de las profundidades del espacio; no requiere de un sistema de potencia y es un dispositivo altamente confiable por un periodo largo de tiempo. Se utilizan para componentes ópticos como cámaras infrarrojas y telescopios de rayos-X. Hay de una etapa y multi-etapa los primeros básicamente se encargan de aislar los componentes de los flujos de radiación provenientes del espacio y los segundos están compuestos de varias capas y soportes de baja conductividad para reducir el intercambio de calor por conducción y radiación respectivamente. Cada etapa intercepta el calor perdido de los elementos aislantes y la radia hacia el espacio a partir de capas sucesivas, es decir, una capa radia el calor de la anterior y así sucesivamente hasta alcanzar una etapa de baja temperatura la cual disipa la energía térmica remanente.

El principal problema que presentan es la contaminación de cada una de las capas y superficies debido a la desgasificación de los materiales.

- Radiadores de ranuras en V “V-groove”:

Los radiadores de esta clase están basados en el mismo concepto de los multicapa pero estos consisten en tener varios recubrimientos con un ángulo entre cada uno de estos con el fin de tener un factor de forma dirigiendo la radiación hacia el espacio a partir de un reflejo múltiple. Utilizan superficies con un bajo coeficiente de emisión como el aluminio o el oro. Y

como son dependientes del factor de forma por consiguiente son dependientes de la geometría y su integración.

- Paneles estructurales con tubos de calor:

Se utilizan cuando los elementos aislantes no disipan completamente el calor como en el caso de componentes que superan sus límites de operación, así como, en situaciones donde se tiene un rango de variación alto en la temperatura de los componentes o las cargas térmicas del ambiente.

- Radiadores de cuerpo montado:

Son requeridos cuando el radiador necesita estar a una temperatura diferente a toda la estructura satelital y el calor disipado se transfiere a partir de tubos de calor con y sin recirculación, o bombas de recirculación por capilaridad.

- Radiadores desplegados:

Los radiadores desplegables son usados cuando se requiere que el área de radiación sea mayor a la que se tiene, pueden utilizar tubos de calor recirculantes con redundancia para transferir el calor a través de las juntas flexibles de los paneles de radiación como lo hace el radiador desplegable Alpha manufacturado por Swales Aerospace.

3.3.2.2. Aletas

Son elementos activos que constan de un arreglo de láminas que se abren y cierran mediante actuadores para modular el flujo de radiación entre los componentes internos o desde las superficies internas al espacio, por lo que para esto poseen un coeficiente alto de emisión y uno bajo de absorción. Se utilizan cuando las condiciones ambientales o de los subsistemas del satélite cambian considerablemente en las diferentes fases de la misión para disminuir la potencia requerida por los calentadores.

Mientras están cerrados protegen a los componentes o superficies del espacio; cuando están abiertos permiten la radiación de estos hacia los alrededores. El ángulo abertura depende de la temperatura del radiador.

Los más usados son los bimetálicos accionados mediante resortes y de láminas rectangulares llamados *Venetian blind type* y son diseñados para operar tanto bajo la luz del sol como en la sombra. Estos dispositivos proveen un buen control de temperatura junto con el radiador ya que reaccionan con los cambios de temperatura del radiador sin consumir potencia.

El desempeño de este tipo de control térmico está basado en dos características, la masa y su comportamiento térmico. Los valores de la masa dependen de la geometría y su acomodo y el principal objetivo es reducir este parámetro. El comportamiento térmico se ha modelado a partir de la protección solar y sus efectos y de los datos experimentales obtenidos de las misiones en el espacio en donde el principal parámetro medido es la emisividad.

3.3.2.3. Calentadores

Los calentadores son usados cuando el control térmico pasivo no es capaz de regular la temperatura ya que sus propiedades superficiales cambian al degradarse durante la misión; su función es proteger a los componentes del satélite de los casos fríos debidos a las condiciones del ambiente proporcionar control térmico preciso para los requerimientos particulares de algún dispositivo como lo son los telescopios, giróscopos, acelerómetros, transductores de presión y otros componentes ópticos y electrónicos.

A continuación se describen las clases de calentadores que existen:

- Calentadores eléctricos:

Existen dos tipos de calentadores eléctricos, los de película o parche (patch heaters) y los calentadores de cartucho (cartridge heater).

El primero es más utilizado ya que puede colocarse tanto en superficies planas como curvas y tomar la geometría que se desee; están formados por filamentos de resistencia que se encuentran en medio de dos capas de material aislante eléctrico como lo es el Kapton.

Los segundos a diferencia de los calentadores de parche no pueden tomar la forma que se requiera ya que su geometría siempre es cilíndrica y están formados por un resistor encerrado en cilindro bimetálico.

- Calentador de radioisótopos:

Cuando la potencia eléctrica generada por la energía solar no es suficiente para mantener a cierta temperatura los componentes del satélite como en el caso de las misiones interplanetarias o las dirigidas hacia las profundidades del espacio. Se utilizan los calentadores de radioisótopos como una fuente de potencia alterna y consisten de una fuente de calor y un generador termoeléctrico en donde el calor se produce por la desintegración de un radioisótopo como es el caso de las partículas alfa del plutonio-238 y el generador termoeléctrico consta de termo-pares eléctricos.

Por lo que la fuente de potencia suministrada al calentador es mediante la conversión del calor generado por el radioisótopo a energía eléctrica mediante el generador termoelectrico para después generar calor a través de una resistencia eléctrica.

3.3.2.4. Interruptores de calor

Los interruptores de calor permiten ajustar las variaciones de calor disipado, dependiendo de las necesidades puede ser un buen conductor térmico o un buen aislante térmico lo cual depende en el cambio de la conductancia térmica lo cual permite controlar la temperatura de los componentes. Una ventaja que poseen es que reducen los requerimientos de potencia ya que son dispositivos de control térmico pasivo debido a que no requieren de termostatos y calentadores para mantener estable la temperatura de los dispositivos electrónicos.

A diferencia de los termostatos que controlan el calor al cerrar o abrir circuitos eléctricos estos varían la conducción de calor a través de valores de encendido y apagado.

Los interruptores de calor se encuentran entre la estructura del satélite y los componentes electrónicos y pueden ser de parafina, separación de gas (*gas-gap*), variación de la expansión térmica (*differential thermal expansion*), capa térmica variable (*variable thermal layer*).

- Parafina:

Los interruptores de parafina poseen un espacio entre los dispositivos conectados y ellos mismos en donde en ese espacio se encuentra una mezcla de sólido y líquido que cuando la parafina absorbe calor se funde expandiéndose y cerrando ese espacio permitiendo la conducción en todo el interruptor; mientras más calor vaya absorbiendo la parafina aumenta la presión de contacto incrementando la conductividad entre estos.

- Separación de gas, (*Gas-gap*):

Este tipo de dispositivos contienen un material absorbente y un gas por lo general hidrógeno, en donde el material absorbente controla la cantidad de gas que se encuentra en un área que permite la separación entre las paredes frías y calientes de la estructura y los componentes; cuando el interruptor necesita transferir calor el material absorbente se calienta mediante una resistencia liberando el hidrógeno dentro de esta separación cuando el interruptor es apagado el gas se vuelve a absorber por dicho material.

- Variación de la expansión térmica (*differential thermal expansion*):

Constan de dos materiales con diferentes coeficientes de expansión térmica que controlan el contacto entre la parte fría y la parte caliente del interruptor.

- Capa térmica variable:

Está constituida por un arreglo de dispositivos termoelectricos embebidos dentro de una matriz de elementos aislantes. Cada uno de estos dispositivos utilizan un control individual y bi-direccional de bombas de calor para proveer un control térmico preciso por componente como se muestra en la Figura 28 [38], [39].

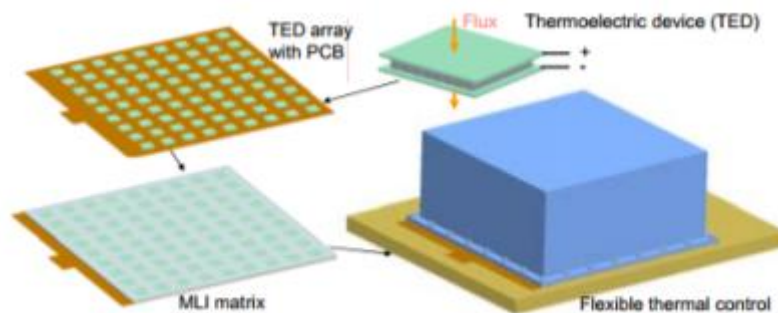


Figura 28. Interruptor de calor tipo capa térmica variable [39].

Debido a que el control térmico es por componente en lugar de por sistema, los límites de temperatura y los algoritmos de control se pueden programar independientemente, es fácil de ensamblar sin embargo se usa para satélites grandes ya que para este tipo de interruptores de calor, la masa y el volumen son una de las principales desventajas de la misma manera no se utilizan cuando la potencia es limitada.

3.3.2.5. Bombas de fluido re-circulante.

Son dispositivos que permiten transferir una cantidad de energía térmica de valor alto de manera eficiente entre dos puntos a través de un líquido sometido a convección forzada.

Se encuentran compuestos por una bomba re-circulante, un intercambiador de calor y un radiador; el fluido utilizado es un refrigerante el cual es el agente que transporta la energía térmica disipada a través de la absorción de la misma como se observa en la Figura 29.

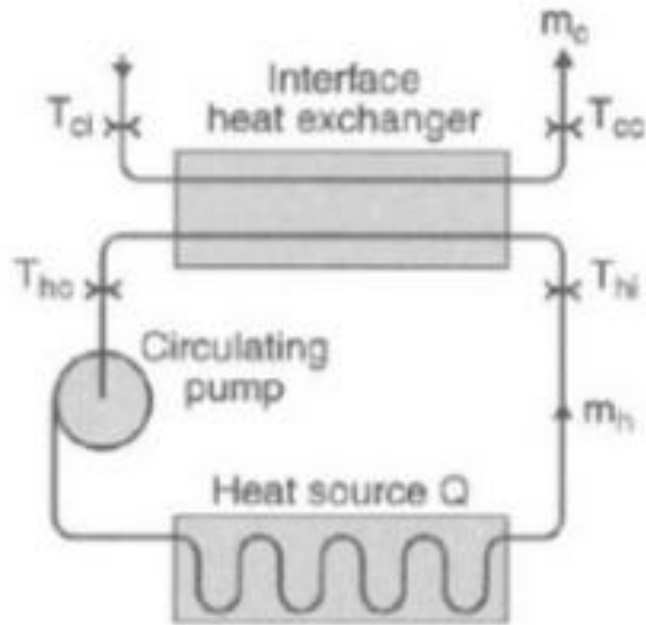


Figura 29. Esquemático de los componentes de una bomba re-circulante [3].

Dicho refrigerante puede ser reemplazable o no. Cuando es reemplazable el fluido de trabajo es rechazado por el satélite al final de su misión, en el caso contrario este es recirculado por el sistema una vez que la energía térmica se libera mediante el radiador [3].

Una limitación es el límite de la presión de capilaridad, el cual se ha ido incrementando con los avances de los nuevos materiales y geometrías.

Las bombas de fluido se pueden clasificar de acuerdo a la fase del fluido que transportan, ya sea de una fase ó de dos fases. Las bombas de fluido en una fase (líquido o gas) transfieren calor basado en la capacidad calorífica o calor sensible del fluido de trabajo, de acuerdo a la siguiente ecuación [38] $\dot{Q} = \dot{m}c_p\Delta T$, en donde para que haya una mayor transferencia de calor debe haber un incremento en el flujo másico o en la diferencia de temperaturas; este tipo de bombas pueden ser reemplazadas por las bombas de fluido a dos fases (líquido-vapor) con el fin de tener una mejor transferencia de calor ya que son más efectivas debido a que permiten que el calor latente de vaporización reduzca el flujo, las bajas temperaturas e incremente los coeficientes de transferencia de calor para como consecuencia utilizar una potencia menor a diferencia que las primeras.

Las bombas de una sola fase constan de un intercambiador de calor, una bomba y una fuente de calor como se puede apreciar en la Figura 30.

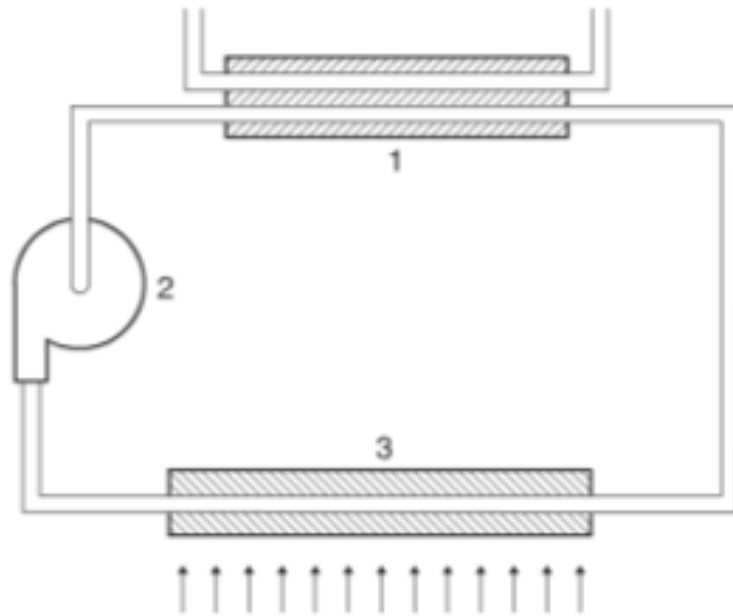


Figura 30. Diagrama esquemático de una bomba re-circulante de fluido a una fase en donde sus componentes son: 1. Intercambiador de calor; 2. Bomba; y 3. Fuente de calor [38].

Las bombas cuyo fluido de trabajo a dos fases están constituidas por un evaporador para la adquisición de calor, un condensador/radiador para el rechazo de calor, una bomba para la recirculación del refrigerante, un acumulador o tanque para suministrar el líquido y un regulador de presión como se observa en la Figura 31.

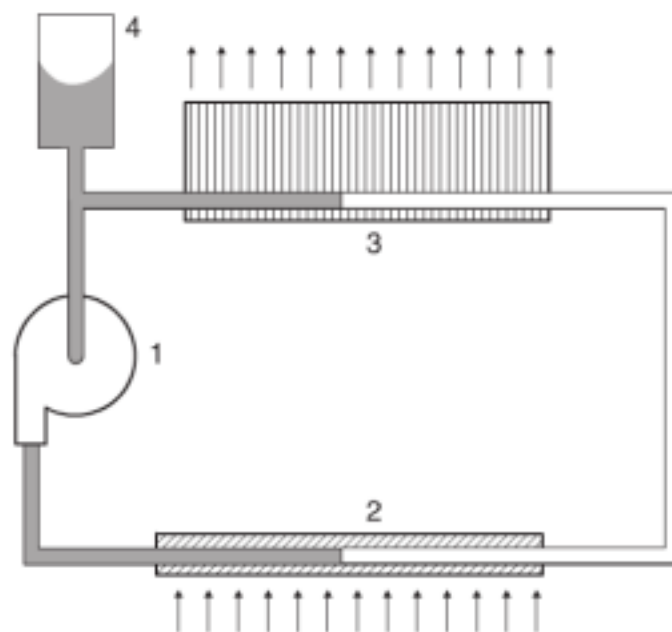


Figura 31. . Diagrama esquemático de una bomba re-circulante de fluido a una fase en donde sus componentes son: 1. Bomba; 2. Evaporador; 3. Condensador; 4. Acumulador [38].

Para determinar los fluidos de trabajo además de considerar las propiedades como la densidad, el calor específico, la conductividad térmica y la viscosidad se deben tomar en cuenta los requerimientos de los materiales de las tuberías ya que algunos fluidos al hacer contacto con estas pueden ser tóxicos, agresivos, inflamables por mencionar algunas reacciones. A continuación se enlistan los fluidos de trabajo más utilizados:

- Agua (H_2O)
- Amoniaco (NH_3)
- Freon-21^A ($CHFCl_2$)
- Freon-11^{A,B} (CCl_3F)
- Galden® ZT 85^C

3.3.2.6. Tubos de Calor

De la misma manera que las bombas re-circulantes estos dispositivos funcionan a partir del movimiento de fluidos para realizar la transferencia de calor, sin embargo en este caso el fluido se mueve mediante capilaridad, en lugar de una bomba mecánica y sin el uso de potencia eléctrica; conducen fluido a dos fases mediante un evaporador y un condensador para transportar grandes cantidades de calor de un lugar a otro.

Un tubo de calor está compuesto por un tubo de material conductivo que en su interior posee una capa de material absorbente el cuál posee un líquido. Un extremo del tubo se encuentra en una zona caliente y el otro extremo en una zona fría; el primer extremo al recibir calor permite la evaporación del líquido contenido en el material absorbente y al disminuir la presión capilar de los meniscos de dicho material libera el vapor que fluye a través de la parte interior del tubo hasta llegar a la zona fría (condensador) que permite el cambio de fase del líquido condensándose y regresando al material absorbente en donde el fluido regresa al zona caliente (evaporador) ya que la diferencia entre la curvatura del menisco en el evaporador y el menisco en el material absorbente causa una diferencia de presiones suficiente para empujar el líquido del condensador al evaporador produciendo un ciclo de evaporación y condensación como se puede apreciar en la Figura 32. La cantidad de flujo de calor es el mismo en ambas zonas por lo cual la tasa de cambio varía inversamente proporcional con el radio del área superficial.

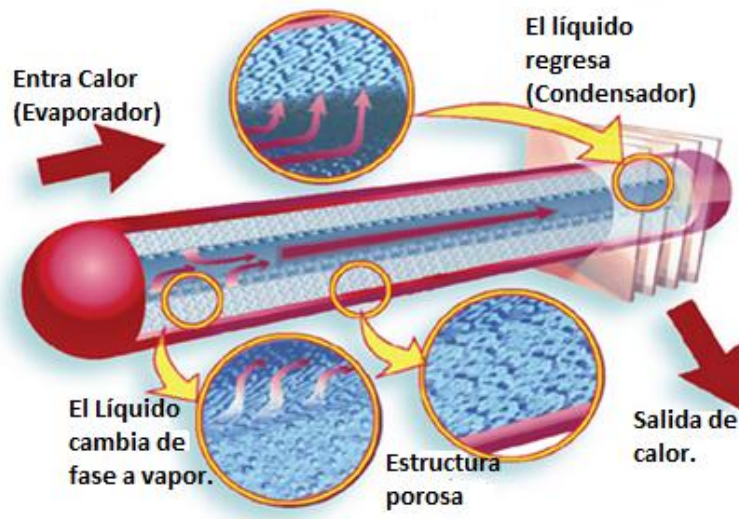


Figura 32. Diagrama esquemático del funcionamiento de un tubo de calor [40].

Los tubos de calor utilizan una amplia variedad de fluidos de trabajo en donde las principales propiedades que se deben considerar para determinar el que se va a usar son el rango de temperatura de operación que se requiere, la compatibilidad química del fluido con el material absorbente, un amplio valor del calor latente de vaporización, una alta conductividad térmica, baja viscosidad, un valor alto de la tensión superficial, una buena habilidad de humectación y un punto de ebullición adecuado a los rangos de temperatura de operación deseados.

Los fluidos más utilizados son:

Tabla 7. Fluidos de trabajo utilizados en los tubos de calor [38].

Fluido	Temperatura [K]
Helio	4
Litio	2300
Agua	300 - 400
Amoniaco	200 - 300

Existen varias configuraciones de tubos de calor los cuales se explican a continuación:

- De conductancia constante

Este tipo de tubos de calor se clasifica de acuerdo a la configuración del material absorbente en donde la estructura debe superar las caídas de presión y la viscosidad del fluido en la tubería mientras mantiene el fluido en circulación. De acuerdo el material absorbente puede ser de poros, ranuras, de arterias como se puede apreciar en la Figura 33.

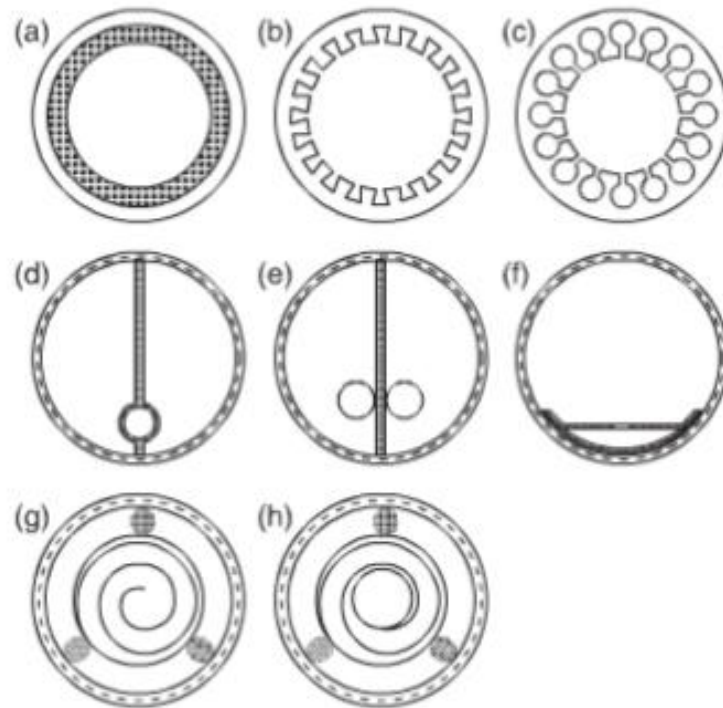


Figura 33. Diseños de las estructuras absorbentes que forman parte de los tubos de calor. a) diseño clásico de estructura de poros; b) ranuras trapezoidales; c) omega; d) arteria simple; e) doble arteria; f) túnel lateral; g) arteria en espiral; y h) diseño de túnel en espiral [38].

- De diodos

Los tubos de calor de diodos operan con una alta conductividad térmica en una dirección y una baja conductividad térmica en la dirección opuesta. Estos interfieren cuando el evaporador se encuentra más frío que el condensador. Se utilizan en los acoplamientos de los equipos al radiador ya que la superficie de los radiadores está más caliente que el equipo.

Hay de dos tipos de operación: de líquido atrapado y de líquido bloqueado. Los primeros operan normalmente cuando el calor fluye del condensador al evaporador pero cuando el evaporador y el condensador son intercambiados, el líquido condensado es atrapado en un depósito en donde el material absorbente no está conectado con el resto del tubo por lo que el condensado no puede regresar. Los segundos operan de manera similar con la diferencia de que el líquido acumulado se encuentra en el tubo. Opera normalmente cuando el líquido se retiene en un acumulador al final de la zona de condensado pero cuando las posiciones del evaporador y el condensador se revierten, el exceso de líquido se almacena en la parte fría del tubo de calor. Esto se puede observar en la Figura 34.

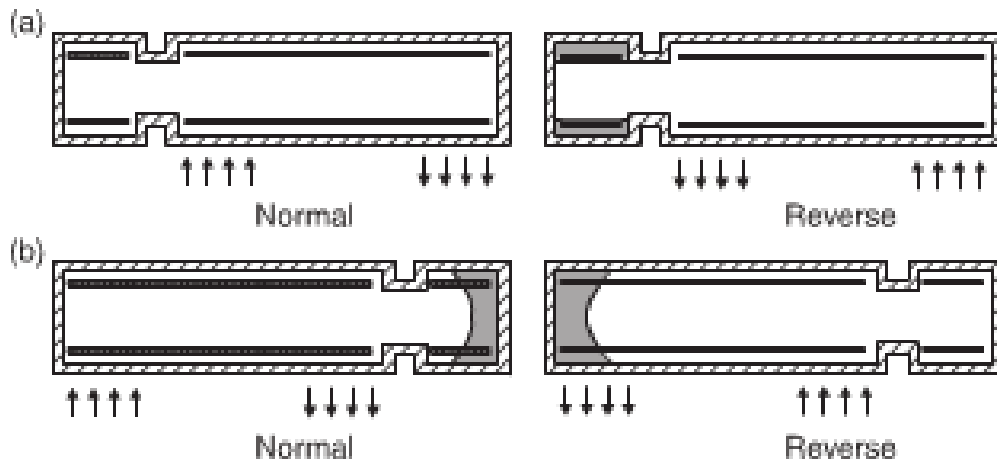


Figura 34. Funcionamiento de los tubos de calor de diodos: a) de líquido atrapado; y b) de líquido bloqueado [40].

- De conductancia variable (Variable Conductance Heat Pipes-VCHP)

Mantienen una temperatura constante en condiciones de disipación de calor de los componentes y de temperatura del ambiente variables. Estos poseen un tanque de gas conectado al final del condensador el cual se llena de un gas no condensable para controlar el área de operación del condensador y está basado en la temperatura del evaporador. El gas no condensable bloquea al fluido de trabajo con el fin de que éste no llegue a la zona del condensador, mientras la temperatura en el evaporador va aumentando, la temperatura y presión del vapor se incrementa y el fluido de trabajo ocupa más área en el condensador incrementando la conductividad del fluido ocasionando que la temperatura del evaporador disminuya. De manera reversible cuando el evaporador se enfría la presión del vapor disminuye y el gas no condensable se expande reduciendo el área del condensador y la conductividad presenta un decremento haciendo que la temperatura del evaporador aumente como se puede apreciar en la Figura 35.

Su operación puede ser pasiva o activa; se considera pasiva cuando el área del condensador varía al incrementar o decrecer la transferencia de calor en respuesta de la temperatura de vapor producida en el tubo de calor; y es activa cuando es posible separar parcialmente el volumen del gas no condensable de la adición de calor a través de un calentador con un sensor de temperatura adherido a la fuente de calor.

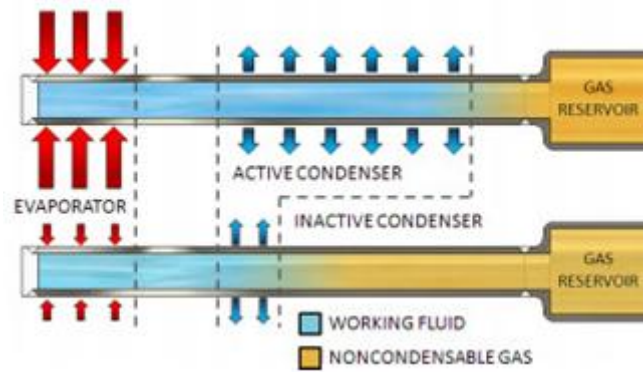


Figura 35. Diagrama esquemático de la operación de un tubo de calor de conductancia variable en donde la temperatura depende de la presión de saturación del fluido de trabajo que cuando esta aumenta comprime el gas no condensable dentro del tanque. Cuando la temperatura y la presión del fluido de trabajo son bajas, el gas no condensable se expande en el condensador [41].

- Bombas capilares y tubos de calor recirculantes

Ambos son tecnologías pasivas de transferencia de calor ya que como lo hemos ido mencionando, no utilizan dispositivos mecánicos para transportar el fluido de trabajo por lo que no presentan desgaste ni vibraciones en el satélite. Su forma de operar es mediante el flujo de vapor a través de la línea de vapor hasta el Intercambiador de calor el cual rechaza el calor latente del fluido para condensar el vapor y convertirlo en líquido; este líquido fluye de regreso a la bomba capilar por medio de la línea de condensado para completar el ciclo.

La principal diferencia que existe entre estos dos es el fluido de trabajo y las conexiones térmicas del tanque al evaporador ya que los tubos de calor recirculantes presentan el almacenador como una parte integral de la bomba y las bombas capilares no; sin embargo las bombas capilares permiten tener un control de temperatura más eficiente y fino que los tubos de calor recirculantes.

Las bombas capilares recirculantes utilizan amoníaco como fluido de trabajo y requieren de un proceso de preparación antes de iniciar su operación el cual consiste en suministrar calor al tanque para elevar su temperatura y mantenerla al menos 5[°C] arriba del resto del ciclo durante 30 minutos; esto permite que el líquido en el tanque ocupe todo el volumen de la línea de recirculación con el fin de eliminar todas las burbujas de vapor. Una vez completada esta fase de preparación el dispositivo permite recibir calor de la fuente de calor y empezar la recirculación; en la línea de retorno el líquido debe permanecer sub-enfriado a más de 5[°C] para asegurar que este no hierva en la línea de condensado.

Los tubos de calor con recirculación no necesitan una etapa de preparación ya que el tanque de almacenamiento se encuentra en la parte interior de la bomba. Poseen una segunda cubierta de material absorbente para proveer un flujo continuo de líquido; esta cubierta es metálica ya sea de níquel, titanio o acero inoxidable ya que la presión de descarga en la línea es mayor a los

3.5×10^4 Pa que excede la presión que pueden soportar las cubiertas de material polimérico; además de soportar estas presiones toleran altas variaciones de temperaturas y propician una mayor conducción de calor. Las principales desventajas que existen son que no controlan fácilmente la temperatura y la eficiencia de rechazo de calor en el radiador es reducida ya que necesita sub-enfriar una parte del líquido de retorno.

Su forma de operación es la siguiente y se puede observar en la Figura 36:

- 1) Se genera vapor en la salida del material absorbente. (vapor saturado)
- 2) El vapor se sobrecalienta y sale del material ranurado perdiendo presión.
- 3) El vapor se sigue sobrecalentando mientras va perdiendo presión hasta entrar el condensador.
- 4) El vapor libera calor y se empieza a condensar.
- 5) El vapor de condensación se vuelve saturado bajando la temperatura y la presión hasta volverse completamente líquido.
- 6) El líquido se empieza a sub-enfriar dentro del condensador.
- 7) El líquido fluye a través de la línea de condensado ganando o perdiendo calor dependiendo de las condiciones de los alrededores hasta entrar a la cámara de compensación.
- 8) El líquido es calentado.
- 9) El líquido fluye a través de la envoltura absorbente y entra a la zona de evaporación hasta sobrecalentarse sin llegar al punto de ebullición ya que esto es por un tiempo corto.

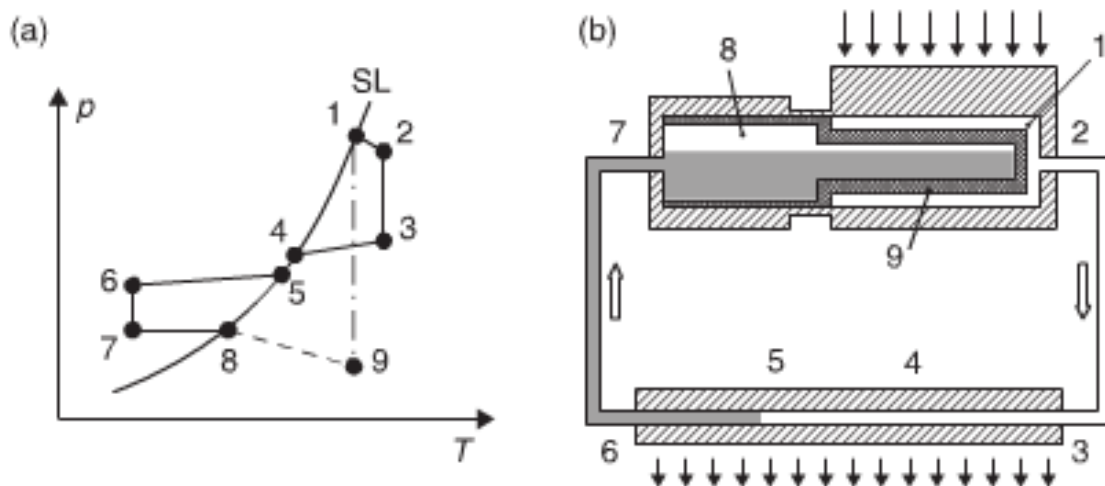


Figura 36. Diagrama de operación de un tubo de calor con recirculación. a) Diagrama presión-temperatura P-T en operación de estado estable. b) Diagrama de flujo del proceso [38].

3.3.2.7. Enfriamiento Termoeléctrico

Los refrigeradores termoeléctricos son dispositivos en estado sólido que funcionan como bombas de calor y son capaces de proveer enfriamiento localizado en componentes que requieren bajas temperaturas para su óptima operación. Estos dispositivos se basan en el efecto Seebeck el cual define la producción de electricidad a partir del calor; en donde se tienen dos semiconductores diferentes conectados a diferente temperatura en donde la magnitud de la corriente que se conduce depende de esta variación de temperatura.

Los refrigeradores termoeléctricos están formados por semiconductores uno de tipo-N y otro de tipo-P en donde es necesario entender su estructura química. Los semiconductores están formados con silicio como principal elemento al cual se le agregan otros elementos de la tabla periódica para volverlo conductor. Los semiconductores de tipo-N contienen boro o galio que presentan 4 electrones en su órbita y cuando se unen al silicio estos electrones quedan libres alrededor del compuesto formando una nube de electrones, que permite la libre conducción de electricidad. Por otro lado los semiconductores de tipo-P presentan boro y galio como impurezas los cuales presentan sólo tres electrones en su último nivel de energía y al unirse con el silicio su estructura presenta vacancias. Debido a esto cuando se tienen semiconductores tipo-N y tipo-P los electrones libres de los primeros se transfieren a las vacancias de los segundos conduciendo así la electricidad.

La nube de electrones libres se comporta como un gas y como la densidad de esta cambia de metal a metal cuando se ponen en contacto dos diferentes metales la densidad de los gases de electrones varían y como cada electrón lleva una carga eléctrica la unión de los metales se encuentra con cargas opuestas. Esta difusión de electrones depende de la temperatura por lo tanto si dos conexiones se encuentran a diferente temperatura se produce una diferencia de potencial y la corriente entre estas fluye y es así como se tiene el efecto Seebeck. El efecto contrario a Seebeck se llama efecto Peltier y se crea cuando hay una diferencia de voltaje se tiene una variación en la temperatura.

Los enfriadores termoeléctricos muestran diferentes ventajas ya que son sistemas de regulación térmica flexibles y fáciles de controlar de la misma manera que su operación, no presentan altas vibraciones, no usan gases o refrigerantes, no tienen partes móviles, son dispositivos libres de mantenimiento, pequeños y fáciles de integrar con otros subsistemas del satélite.

3.3.2.8. *Sistemas Criogénicos*

Se llaman sistemas criogénicos a aquellos que trabajan a temperaturas menores a los 100 K como son los instrumentos que están fabricados para la observación de la tierra como los detectores infrarrojos o de rayos gamma y los dispositivos de astronomía utilizados para altas energías o infrarrojo.

Los factores de diseño que se consideran para estos sistemas son [38]:

- Deben tener la capacidad de enfriar que sea compatible con el tamaño del satélite y la disponibilidad de potencia abordo.
- El equipo debe trabajar a bajas temperaturas y mantenerlas continuamente de acuerdo a los requerimientos operacionales del componente, debe estar térmicamente aislado y protegido de la luz solar directa y la radiación por albedo.
- El dispositivo debe ser accesible permitiendo espacio entre los arneses de la carba útil y el bus satelital y también entre el procesador de señales y el sistema de telemetría.
- Debe incluir equipo criogénico auxiliar que necesite para su operación como interruptores térmicos, filtros, sumideros de calor y termometría.
- Debe soportar las cargas mecánicas del lanzamiento.
- El sistema de enfriamiento debe operar en condiciones de gravedad cero durante largos periodos.
- Los materiales deben ser compatibles tanto con el ambiente criogénico como el ambiente espacial.
- El tiempo de vida útil del sistema debe ser compatible con el tiempo de vida útil del satélite.

El funcionamiento general de los sistemas de enfriamiento es evacuar el calor desde la zona fría del equipo hacia la zona caliente disipándolo, de tal manera que en los satélites el rechazo de calor es mediante la radiación hacia el espacio o mediante evaporación de los sólidos o líquidos criogénicos. Estos pueden ser sistemas de refrigeración cerrados o abiertos y se describen a continuación:

- Refrigeradores radiantes:

Son los más eficientes, simples y confiables. La principal limitante que presentan es la ubicación y el espacio en el satélite. Su funcionamiento está basado en la ley de Stefan Boltzmann y tienen una eficiencia arriba de los 100 K; sin embargo su desempeño no es óptimo a bajas temperaturas de operación donde las cargas parásitas se incrementan debido al aislamiento. El proceso de operación y funcionamiento se encuentra descrito anteriormente en la sección 3.3.2.1.

- Sistemas de refrigeración de ciclo abierto

Son sistemas pasivos y no están limitados por la órbita, orientación del satélite y ubicación dentro del satélite. El enfriamiento es a través de sublimación de un sólido o la ebullición de un líquido. Estos funcionan a partir de un tanque criogénico, un recipiente al vacío el cual aislara al tanque criogénico antes y durante el lanzamiento, líneas de llenado y de venteo, recubrimientos térmicos y aislamiento multicapa.

Los sistemas de enfriamiento de solido almacenado presentan algunas ventajas sobre los sistemas cuyo almacenamiento es líquido las cuales son:

- A temperaturas de 10 K a 90 K presentan rangos de entalpia de sublimación del 10% al 15% arriba de las entalpias de vaporización.
- Los sistemas sólidos muestran una capacidad de enfriamiento mayor a los sistemas líquidos ya que la densidad del solido criogénico es de 10% a 15% mayor a las densidades del líquido criogénico.

Para el caso de los sistemas de líquido almacenado se deben evitar las filtraciones dentro de la línea de venteo en condiciones de micro-gravedad ya de lo contrario presentara pérdidas del fluido. El tanque de almacenamiento tiene una fase de separación en una parte se encuentra el líquido y en la otra fase los vapores del mismo los cuales se ventean hacia los alrededores y se utilizan para enfriar el aislamiento. Esto se consigue debido a que el aislamiento contiene entre cada capa recubrimientos metálicos que están en contacto con los ductos de venteo.

Estos sistemas utilizan helio superfluido o supercrítico, dihidrógeno sólido (H₂) y neón sólido en donde el helio superfluido es muy atractivo en aplicaciones espaciales debido a sus propiedades ya que tiene una densidad muy baja de alrededor de 145 kg/m³ y es superfluido, es decir, presenta valores nulos de entropía y viscosidad.

- Sistemas de refrigeración de ciclo cerrado

Son sistemas activos y se clasifican a partir de su forma de operación ya sea a partir de ciclos regenerativos (Stirling, pulse tube, enfriadores Gifford) o ciclos de recuperación (Joule-Thomson o enfriadores Brayton).

Los ciclos regenerativos extraen calor cuando el gas se expande y lo rechazan cuando el gas se comprime, están formados por un compresor y un regenerador móvil o fijo.

Los ciclos recuperativos se basan en la diferencia de entalpias que existe entre el gas a baja o alta presión. Operan mediante la expansión de un gas ya sea a través de una turbina o un orificio para obtener el efecto de enfriamiento.

3.4. Principales focos de atención

Para el sistema de control térmico los principales retos a asumir debido a las variaciones de temperatura interna que presenta la instrumentación o los componentes en si son [1]:

- Baterías: debido a que manejan rangos de operación menores a los demás componentes electrónicos.
- Mecanismos externos: ya que como están ubicados en la parte externa del satélite se encuentran expuestos al ambiente espacial extremo.
- Elementos ópticos: estos no soportan una exposición a periodos largos de enfriamiento o baja temperatura debido a los diferentes coeficientes de expansión entre el elemento óptico y la superficie de montaje.
- Láser: Los componentes con rayos láser son fuentes de calor, que necesitan ser controladas y ajustadas a modos de operación, en donde dejen de funcionar cuando no sean requeridos.

Capítulo 4. Ecuaciones de transferencia de calor

Existen tres formas de transferencia de calor las cuales se basan en la ley cero de la termodinámica en donde el flujo de energía térmica se mueve de regiones de alta temperatura a regiones de baja temperatura hasta llegar a un equilibrio térmico.

Estos tres mecanismos de transferencia son:

- Convección
- Conducción
- Radiación

4.1. Convección

La convección es una forma de transferir calor de un fluido a otro lo cual no se hace presente en el ambiente espacial ya que la altitud a la que se encuentra la órbita presenta una baja densidad atmosférica y un ambiente de micro gravedad en donde no existe interacción entre masa o partículas debido a la convección. La temperatura en el espacio es de 3 K, la cual es muy cercana a cero [24].

4.2. Conducción

Proceso de propagación de energía de partícula a partícula, sólido, líquido o gas en un medio continuo, homogéneo o no, sin desplazamiento de materia [24]. La conducción entre dos puntos en un objeto o entre dos diferentes objetos se representa de la siguiente manera [12]:

$$\dot{Q}_{cond} = \frac{-kA}{L}(T_1 - T_2)$$

Donde \dot{Q}_{cond} (W) es la cantidad de transferencia de calor por conducción, $k \left(\frac{W}{mK} \right)$ es la conductividad térmica, la cual depende del material, $A (m^2)$ es el área transversal perpendicular a la dirección del calor transferido, $L (m)$ es el espesor $(T_1 - T_2) (K)$ es la diferencia de temperaturas entre las superficies 1 y 2.

Si se define el factor de resistencia térmica $R_{cond} \left(\frac{K}{W} \right)$ en función de las propiedades del material, su geometría y se representa la medida de la

resistencia al paso de flujo de calor a través de dos cuerpos en contacto por un material:

$$R_{cond} = \frac{L}{kA}$$

En donde la ecuación de transferencia de calor por conducción queda como sigue [23]:

$$\dot{Q}_{cond} = \frac{1}{R_{cond}} \Delta T$$

4.3. Radiación

La radiación es un mecanismo de transferencia de calor en donde la energía absorbida y emitida en una superficie se transfiere a través de ondas electromagnéticas debido a la agitación térmica de las partículas. Esta depende de la geometría del cuerpo, las propiedades de superficie y su posición relativa con respecto a los otros cuerpos con los que se propaga el flujo de calor.

La cantidad máxima de radiación que puede ser absorbida o emitida por un cuerpo en cualquier dirección y en cualquier longitud de onda se puede determinar mediante la ecuación de radiación de cuerpo negro.

Un cuerpo negro es un objeto teórico ideal y la distribución de la potencia espectral de longitud de onda que incide sobre este, se define por la ley de Plank y la ley de Steffan-Boltzmann que expresa la máxima potencia radiada que serán descritas más adelante.

Debido a que un cuerpo no puede absorber y emitir toda la energía al 100% ya que depende de su temperatura, superficie, geometría, longitud de onda y la dirección a la cual la luz incide sobre este, la energía transferida por radiación entre dos cuerpos se define como:

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{abs} &= \alpha \sigma F_{ij} A (T_1^4 - T_\infty^4) \\ \dot{Q}_{emi} &= \varepsilon \sigma F_{ij} A (T_1^4 - T_\infty^4)\end{aligned}$$

Donde \dot{Q}_{abs} y \dot{Q}_{emi} corresponden a la cantidad de energía transferida por absorción y emisión respectivamente en Watts, debidas a los coeficientes de absorción α y emisión ε que van de 0 a 1 y dependen de las propiedades superficiales del material, con un factor de forma F_{ij} entre la superficie y los alrededores, para un cuerpo de temperatura T_1 (K) que transfiere energía hacia

los alrededores con una temperatura T_∞ (K) a través de un área transversal A , multiplicado por la constante de Steffan-Boltzmann $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \left(\frac{W}{m^2 K} \right)$

4.3.1. Ley de Kirchhoff

La ley de Kirchhoff menciona que la absorptividad y la emisividad son iguales para una temperatura y longitud dadas:

$$\varepsilon(\lambda, T) = \alpha(\lambda, T)$$

En general la cantidad de radiación incidente q_i sobre una superficie puede ser reflejada q_ε , absorbida q_α y transmitida q_t lo cual se define como sigue:

$$q_\alpha + q_\varepsilon + q_t = q_i = 1$$

Donde $q_i = 1$.

Cuando la cantidad de radiación es transmitida el cuerpo es semi-transparente, pero para el caso del Quetzal todos los cuerpos son considerados como opacos por lo cual:

$$q_t = 0$$

$$\therefore q_\alpha + q_\varepsilon = q_i = 1$$

4.3.2. Ley de Steffan-Boltzmann

Para calcular la cantidad de energía incidente en todas las longitudes de onda del espectro $E_{b\lambda} \left(\frac{W}{m^2} \right)$, es decir la cantidad total de energía absorbida por un cuerpo negro se tiene:

$$\int dE_{b\lambda} = \int E_{b\lambda}(\lambda, T) d\lambda = \int \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 \left(e^{\frac{hc}{\lambda T}} - 1 \right)} d\lambda$$

$$\sigma = \frac{2\pi^2 k^4}{15c^2 h^3} = 5.67 \times 10^{-8}$$

$$I = \int dE_{b\lambda} = \sigma T^4$$

Donde la constante de Planck $h = 6.6261 \times 10^{-34} \text{ (Ws}^2\text{)}$, c es la velocidad de la luz en el vacío, la constante de Boltzmann $k = 1.3807 \times 10^{-23} \left(\frac{\text{Ws}}{\text{K}} \right)$, λ la longitud de onda y T (K) la temperatura.

4.3.3. Ley de Planck

La ley de Planck describe la intensidad de radiación hemisférica emitida $E_{b\lambda} \left(\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right)$ (W/m²) por un cuerpo negro como función de la longitud de onda o la frecuencia:

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

4.3.4. Ley de desplazamiento de Wien

La ley de desplazamiento de Wien describe la relación entre la longitud de onda máxima λ_{max} (m) para una temperatura específica T (K) como sigue:

$$\lambda_{\text{max}} = \frac{b}{T}$$

Donde $b = 2.897 \times 10^3 \text{ (mK)}$ es la constante de la ley de desplazamiento de Wien.

4.3.5. Factor de forma

La cantidad de energía radiada entre dos superficies depende de su geometría, de las propiedades de la superficie y de la temperatura, en donde a la fracción de radiación incidente de una superficie i a una superficie j se le denomina factor de forma F_{ij} y está determinado por la siguiente ecuación:

$$F_{ij} = \frac{1}{2\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi r_{ij}^2} dA_i dA_j$$

$$A_i F_{i \rightarrow j} = A_j F_{j \rightarrow i}$$

Capítulo 5. Modelo Analítico

A partir de la teoría descrita en los capítulos previos, en este capítulo se realizará el cálculo de la temperatura del satélite Quetzal de manera analítica a partir del balance de energía para los peores escenarios posibles que puede presentar el satélite. Se hace este cálculo previo a la simulación para obtener un valor aproximado de la temperatura y poderlo comparar con el modelo numérico ya que de esta manera se puede predecir si los resultados que se obtuvieron en las simulaciones son correctos.

El cálculo se obtiene en estado estacionario donde de acuerdo a la ley de conservación de la energía el flujo de calor que entra al satélite desde el ambiente espacial es igual al flujo de calor que sale del satélite disipado desde el interior. El calor que entra al satélite es en su mayoría resultado de la radiación solar y el calor que se disipa desde el interior hacia los alrededores también es mediante radiación.

Se analizara primero un caso sencillo en donde se calculará el flujo de calor del satélite general que disipa 31 W sin considerar los módulos divisorios dentro del satélite y la transferencia de calor debido a estos. Después se hará un cálculo más complejo en donde se toman en cuenta los flujos de calor por cada compartimento del vehículo.

5.1. Nomenclatura

α_s	Constante de absorción solar
α_{IR}	Constante de absorción debida al infrarrojo de la Tierra
ε_{IR}	Constante de emisividad debida al infrarrojo de la Tierra
σ	Constante de Stefan Boltzmann
$A_{sat, proy}$	Área proyectada
A_A	Área proyectada por las paredes del habitáculo del CPU
A_B	Área proyectada por las paredes del habitáculo de las baterías
A_C	Área proyectada por las paredes del habitáculo del sistema de control y distribución.
A_D	Área proyectada por las paredes de los tanques

A_E	Área proyectada por las paredes del habitáculo de la cámara
A_F	Área proyectada por las paredes del habitáculo del espectrómetro
A_G	Área proyectada por las paredes del habitáculo el transmisor y receptor
A_{D12}	Área proyectada por la divisoria del compartimento 1 y 2
A_{D23}	Área proyectada por la divisoria del compartimento 2 y 3
$F_{T \rightarrow sat}$	Factor de forma debida a la radiación de la Tierra
$F_{sat \rightarrow e}$	Factor de forma debida a la radiación disipada del satélite al espacio
a	Constante de albedo
I_S	Radiación del Sol
I_T	Radiación de la Tierra
\dot{Q}_c	Potencia disipada del satélite al exterior
\dot{Q}_{P1}	Potencia disipada de la pared del compartimento 1 al exterior
Q_{P2}	Potencia disipada de la pared del compartimento 2 al exterior
\dot{Q}_{P3}	Potencia disipada de la pared del compartimento 3 al exterior
W_A	Potencia disipada por la computadora de abordo
W_B	Potencia disipada por las baterías
W_C	Potencia disipada por el sistema de control y distribución
W_D	Potencia disipada por los tanques
W_E	Potencia disipada por la cámara
W_F	Potencia disipada por el espectrómetro
W_G	Potencia disipada por el transmisor y receptor
W_{D12}	Potencia disipada por la divisoria del compartimento 1 y 2

W_{D23}	Potencia disipada por la divisoria del compartimento 2 y 3
T_{sat}	Temperatura del satélite
T_e	Temperatura del espacio
T_{P1}	Temperatura de la pared del compartimento 1
T_{P2}	Temperatura de la pared del compartimento 2
T_{P3}	Temperatura de la pared del compartimento 3
T_A	Temperatura de la computadora de abordó
T_B	Temperatura de las baterías
T_C	Temperatura del sistema de control y distribución
T_D	Temperatura de los tanques
T_E	Temperatura de la cámara
T_F	Temperatura del espectrómetro
T_G	Temperatura del transmisor y receptor
T_{D12}	Temperatura de la divisoria del compartimento 1 y 2
T_{D23}	Temperatura de la divisoria del compartimento 2 y 3

5.2. Suposiciones

1. $\alpha_S = \alpha_{IR} = 1$
2. $\varepsilon_{IR} = 1$
3. $F_{S \rightarrow sat} = F_{T \rightarrow sat} = F_{sat \rightarrow e} = 0.5$
 $A_{sat} F_{S \rightarrow sat} = A_{sat} F_{T \rightarrow sat} = A_{sat} F_{a \rightarrow sat} = A_{sat} (0.5) = A_p$ ya que el satélite sólo proyecta dos caras.
4. $T_e = 0 [K]$
5. $\cos \theta = 1$

5.3. Caso sencillo

De acuerdo a la Figura 24 el balance de energía se define como sigue:

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{in} &= \dot{Q}_{out} \\ \dot{Q}_S + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + \dot{Q}_c &= \dot{Q}_{s \rightarrow e}\end{aligned}$$

Donde:

$$\begin{aligned}\dot{Q}_S &= \alpha_S A_{sat,proy} I_S \\ \dot{Q}_a &= \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S \cos \theta \\ \dot{Q}_T &= \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T \\ \dot{Q}_{sat \rightarrow e} &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{sat}^4 - T_e^4)\end{aligned}$$

Por lo que:

$$\alpha_S A_{sat,proy} I_S + \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S \cos \theta + \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T + \dot{Q}_c = \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{sat}^4 - T_e^4)$$

Sustituyendo en la ecuación general:

$$\begin{aligned}T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{\alpha_S A_{sat,proy} I_S + \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S + \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T + \dot{Q}_c}{\varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma}} \\ T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{\alpha_S I_S + \alpha_S a I_S + \alpha_{IR} I_T + \dot{Q}_c}{\varepsilon_{IR} \sigma}} \\ T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+a) I_S + I_T + \dot{Q}_c}{\sigma}}\end{aligned}$$

5.3.1. Caso frío

Para el caso frío se calculan dos escenarios uno sin eclipse y otro considerando eclipse, que es el caso más frío: En ambos escenarios se toman las constantes de incidencia solar, albedo y terrestre del solsticio de invierno.

5.3.1.1. Sin considerar eclipse

$$\begin{aligned}I_S &= 1322 \left[\frac{W}{m^2} \right] \\I_T &= 260 \left[\frac{W}{m^2} \right] \\a &= 0.18 \\\sigma &= 5.7 \times 10^{-8} \left[\frac{W}{m^2 K^4} \right] \\\dot{Q}_c &= 0 [W] \\T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+a)I_S + I_T + \dot{Q}_c}{\sigma}} \\T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+0.18)1322 + 260 + 0}{5.7 \times 10^{-8}}} \\T_{sat} &= 422.71 [K] \\T_{sat} &= 149.71 [^\circ C]\end{aligned}$$

5.3.1.2. Considerando eclipse

$$\begin{aligned}I_S &= 0 \left[\frac{W}{m^2} \right] \\T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+0.18)0 + 260}{5.7 \times 10^{-8}}} \\T_{sat} &= 259.88 [K] \\T_{sat} &= -13.19 [^\circ C]\end{aligned}$$

5.3.2. Caso caliente

$$\begin{aligned}I_S &= 1414 \left[\frac{W}{m^2} \right] \\I_T &= 275 \left[\frac{W}{m^2} \right] \\a &= 0.57 \\\dot{Q}_c &= 50 [W] \\\sigma &= 5.7 \times 10^{-8} \left[\frac{W}{m^2 K^4} \right] \\T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+a)I_S + I_T + \dot{Q}_c}{\sigma}} \\T_{sat} &= \sqrt[4]{\frac{(1+0.57)1414 + 275 + 31}{5.7 \times 10^{-8}}} \\T_{sat} &= 458.82 [K] \\T_{sat} &= 185.82 [^\circ C]\end{aligned}$$

En la Tabla 8 se resumen los resultados obtenidos a partir de los cálculos del modelo analítico para el caso frío con y sin eclipse y para el caso caliente sin eclipse en donde para el primer caso el escenario con menor temperatura es cuando se presenta eclipse alcanzando un resultado de -13.12 [°C], por el contrario para el caso caliente se obtiene una temperatura de 185.82 [°C].

Tabla 8. Resultados del caso sencillo

Variantes		T [°C]
Caso frío	Con eclipse	-13.12
	Sin eclipse	149.71
Caso caliente	Sin eclipse	185.82

5.4. Caso completo

La Figura 37 muestra el diagrama del análisis completo del balance de energía, el cual se divide el satélite en tres compartimentos con sus respectivos componentes, en donde se agregan las variables a calcular, como la temperatura y la potencia recibida y disipada en cada compartimento; y las variables que se conocen como la potencia disipada de las cajas internas que contienen a los dispositivos electrónicos de cada subsistema.

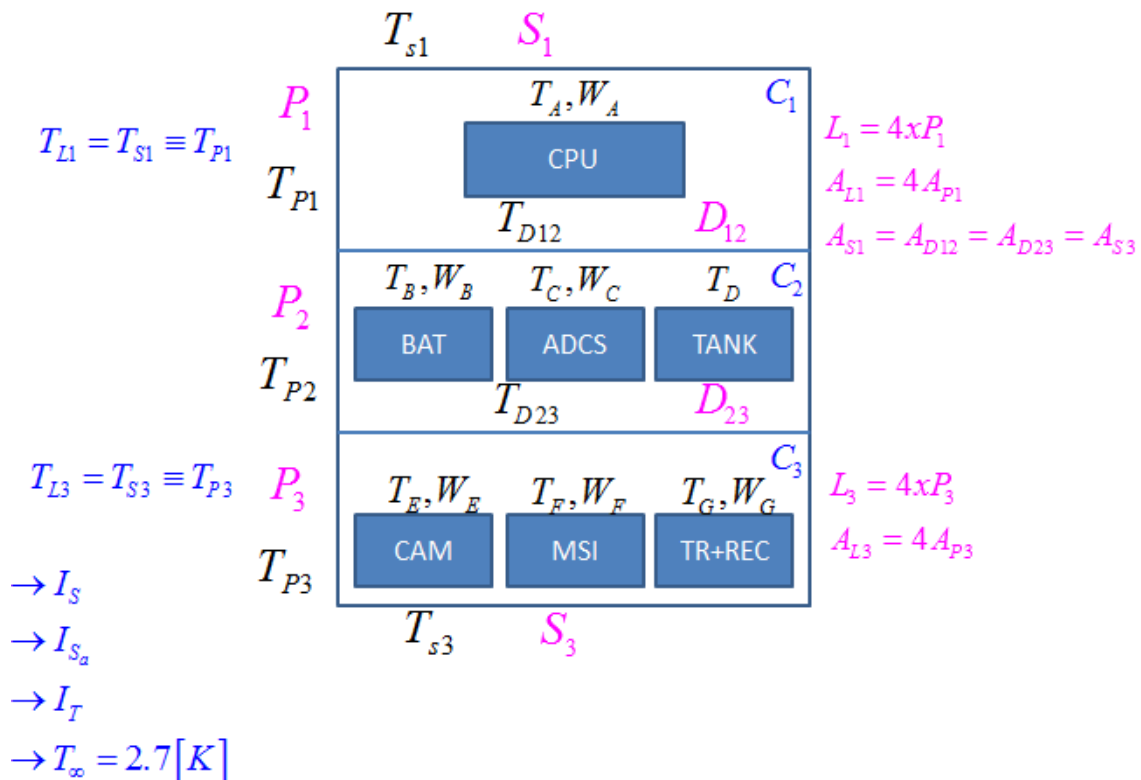


Figura 37. Diagrama de variables para el balance de energía del método analítico. Caso completo.

La Figura 38 representa las entradas y las salidas de potencia en el diagrama del balance de energía para el compartimento 1 en la sección a) y en la sección b) para el habitáculo del CPU, con el fin de facilitar el cálculo y plantear las ecuaciones correspondientes al balance de cada dispositivo.

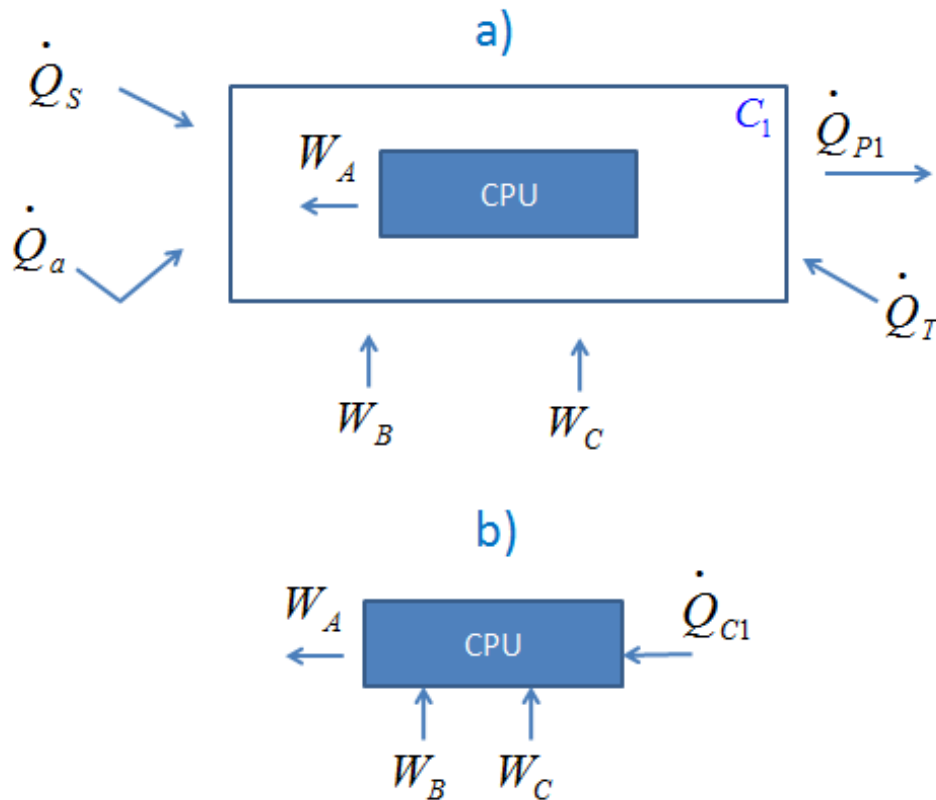


Figura 38. a) Balance de energía del compartimento 1; b) Balance de energía del CPU.

A partir de la Figura 38. a) Balance de energía del compartimento 1; b) Balance de energía del CPU. En la Figura 38 se calculan las temperaturas externa de la pared 1 y del compartimento 1 en donde la variación de esta en el exterior y el interior de la pared se considera la misma por lo que C₁ y P₁ son iguales con valor de 187.64 [°C]. De la misma manera se calculan las temperaturas que alcanzan la computadora de abordo y la divisoria que separa el compartimento 1 y el 2 las cuales son de 197.19[°C] y 214.75 [°C].

Para C1->P1

$$\begin{aligned} \dot{Q}_S + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + W_B + W_C + W_A &= \dot{Q}_{P1} \\ \alpha_S A_{sat, proxy} I_S + \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S + \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T + 2 + 10 + 3 &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{P1}^4 - T_e^4) \\ \alpha_S A_p [I_S (1+a) + I_T] + 2 + 10 + 3 &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{P1}^4 - T_e^4) \\ \alpha_S A_p [I_S (1+a) + I_T] + 15 &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma T_{P1}^4 \\ T_{P1} &= \sqrt[4]{\frac{A_p [I_S (1+a) + I_T] + 15}{A_p \sigma}} \\ T_{P1} &= 460.64 [K] \\ T_{P1} &= 187.64 [^{\circ}C] \end{aligned}$$

Para Ta

$$\begin{aligned} W_A &= \frac{5A_A \sigma (T_A^4 - T_{P1}^4)}{\frac{1}{\varepsilon_A} + \frac{1}{\varepsilon_{P1}} - 1} = \frac{5\varepsilon \sigma A_A (T_A^4 - T_{P1}^4)}{2 - \varepsilon} \\ 3 &= \frac{5\varepsilon \sigma A_A T_A^4}{2 - \varepsilon} - \frac{5\varepsilon \sigma A_A T_{P1}^4}{2 - \varepsilon} \\ T_A &= \sqrt[4]{\frac{3 + \frac{5\varepsilon \sigma A_A T_{P1}^4}{2 - \varepsilon}}{\frac{5\varepsilon \sigma A_A T_{P1}^4}{2 - \varepsilon}}} \\ T_A &= 470.19 [K] \\ T_A &= 197.19 [^{\circ}C] \end{aligned}$$

Para T_{D12}

$$0 = \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_A^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_B^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_C^4)}{2 - \varepsilon}$$

$$0 = \frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}T_{D12}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}}{2 - \varepsilon} [T_A^4 + T_B^4 + T_C^4]$$

$$T_{D12} = \sqrt[4]{\frac{\frac{\varepsilon\sigma A_{D12}}{2 - \varepsilon} [T_A^4 + T_B^4 + T_C^4]}{\frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}}{2 - \varepsilon}}}$$

$$T_{D12} = 487.75 [K]$$

$$T_{D12} = 214.75 [^{\circ}C]$$

El diagrama del balance de energía para el compartimento dos se encuentra en la Figura 39 a) y para las cajas de las baterías, el sistema de control y distribución y los tanques en b).

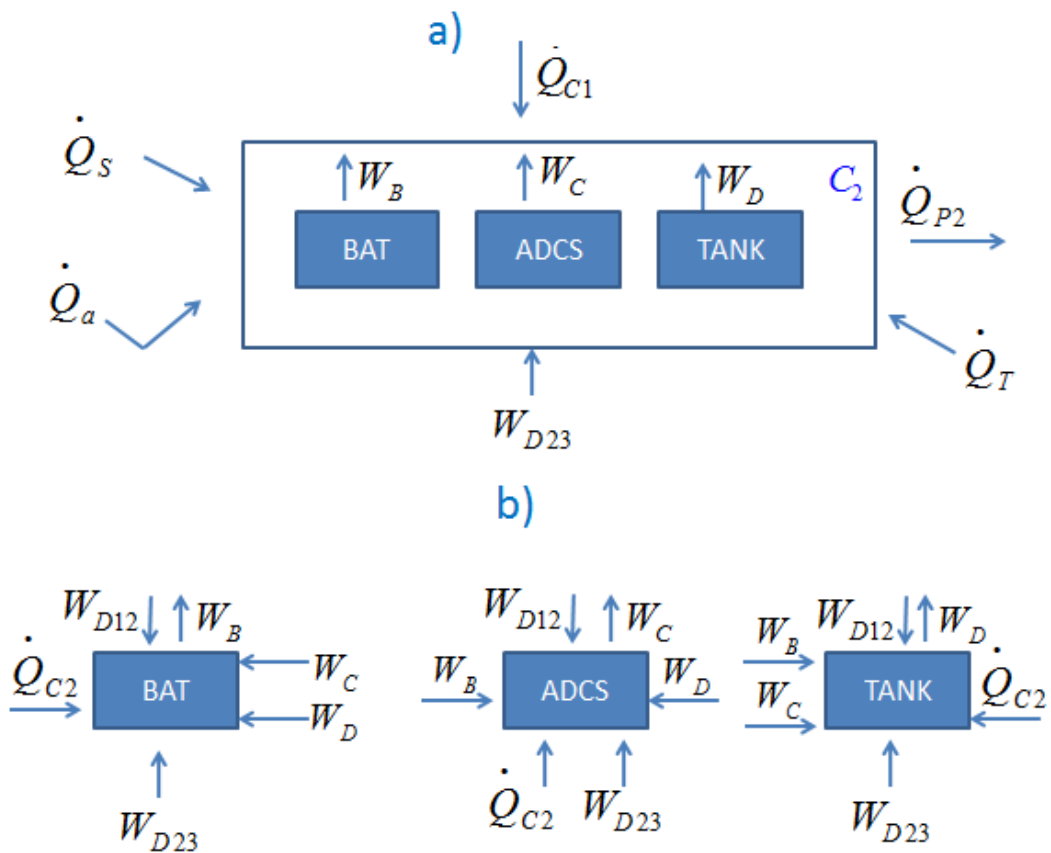


Figura 39. a) Balance de energía del compartimento 2. b) Balance de energía del habitáculo de las baterías, el sistema de control y distribución y el tanque.

A partir del balance de energía del segundo compartimento (Figura 39) se obtiene la temperatura en la pared 2 \dot{Q}_{P2} con valor de 189.02 [°C], en donde inciden radiación el sol \dot{Q}_S , de albedo \dot{Q}_a , de la tierra \dot{Q}_T , de la divisoria W_{D12} entre secciones 2 y 3, la potencia disipada por las baterías W_B , el sistema de control y distribución W_C y los tanques W_D .

Para C2->P2

$$\begin{aligned} \dot{Q}_S + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + W_{D12} + W_{D23} + W_B + W_C + W_D &= \dot{Q}_{P2} \\ \alpha_S A_{sat,proy} I_S + \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S + \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T + 3 + 12 + 2 + 10 + 0 &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{P2}^4 - T_e^4) \\ \alpha_S A_p [I_S (1+a) + I_T] + 27 &= \varepsilon_{IR} A_p \sigma T_{P2}^4 \\ T_{P2} &= \sqrt[4]{\frac{A_p [I_S (1+a) + I_T] + 27}{A_p \sigma}} \\ T_{P2} &= 463.18 [K] \\ T_{P2} &= 190.18 [°C] \end{aligned}$$

Para B

$$\begin{aligned} W_B &= W_C + W_D + W_{D23} + \dot{Q}_{P2} + W_{D12} \\ W_B &= \frac{3\varepsilon\sigma A_B (T_{P2}^4 - T_B^4)}{2 - \varepsilon} + 12 + 10 + 3 \\ 2 &= \frac{3\varepsilon\sigma A_B T_{P2}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_B T_B^4}{2 - \varepsilon} + 25 \\ T_B &= \sqrt[4]{\frac{23 + \frac{3\varepsilon\sigma A_B T_{P2}^4}{2 - \varepsilon}}{\frac{3\varepsilon\sigma A_B}{2 - \varepsilon}}} \\ T_B &= 562.1 [K] \\ T_B &= 289.1 [°C] \end{aligned}$$

Para C

$$\begin{aligned}
 W_C &= W_B + W_D + Q_{P2} + W_{D12} + W_{D23} \\
 10 &= 2 + 0 + \frac{4\varepsilon\sigma A_C (T_C^4 - T_{P2}^4)}{2 - \varepsilon} + 3 + 12 \\
 10 &= \frac{4\varepsilon\sigma A_C T_C^4}{2 - \varepsilon} - \frac{4\varepsilon\sigma A_C T_{P2}^4}{2 - \varepsilon} + 17 \\
 -7 &= \frac{\varepsilon\sigma A_C}{2 - \varepsilon} 4T_C^4 - \frac{\varepsilon\sigma A_C}{2 - \varepsilon} 4T_{P2}^4 \\
 T_C &= \sqrt[4]{\frac{\frac{\varepsilon\sigma A_C}{2 - \varepsilon} 4T_{P2}^4 - 7}{\frac{4\varepsilon\sigma A_C}{2 - \varepsilon}}} \\
 T_C &= 383.12 [K] \\
 T_C &= 110.12 [^\circ C]
 \end{aligned}$$

Para D

$$\begin{aligned}
 W_D &= W_B + W_C + Q_{P2} + W_{D12} + W_{D23} \\
 0 &= 2 + 10 + \frac{3\varepsilon\sigma A_D (T_{P2}^4 - T_D^4)}{2 - \varepsilon} + 3 + 12 \\
 0 &= \frac{3\varepsilon\sigma A_D T_{P2}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_D T_D^4}{2 - \varepsilon} + 27 \\
 T_D &= \sqrt[4]{\frac{\frac{\varepsilon\sigma A_D}{2 - \varepsilon} 3T_{P2}^4 + 27}{\frac{3\varepsilon\sigma A_D}{2 - \varepsilon}}} \\
 T_D &= 463.18 [K] \\
 T_D &= 190.03 [^\circ C]
 \end{aligned}$$

Para TD12

$$W_{D12} = W_B + W_C + W_D + Q_{P2}$$

$$\frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_B^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_C^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D12}(T_{D12}^4 - T_D^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D23}(T_{D12}^4 - T_{P2}^4)}{2 - \varepsilon} =$$

$$2 + 6 + 0 + \frac{\varepsilon\sigma A_{D21}(T_{D12}^4 - T_{P2}^4)}{2 - \varepsilon}$$

$$\frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}T_{D12}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}T_B^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}T_C^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_{D12}T_D^4}{2 - \varepsilon} = 8$$

$$T_{D12} = \sqrt[4]{\left(\frac{8(2 - \varepsilon)}{3\varepsilon\sigma A_{D12}} + T_B^4 + T_C^4 + T_D^4\right)}$$

$$T_{D12} = 486.59 [K]$$

$$T_{D12} = 213.59 [^{\circ}C]$$

La Figura 40 a) representa el balance de energía del compartimento 3 y en b) el balance de energía de los habitáculos de la cámara, el espectrómetro y el transmisor y receptor.

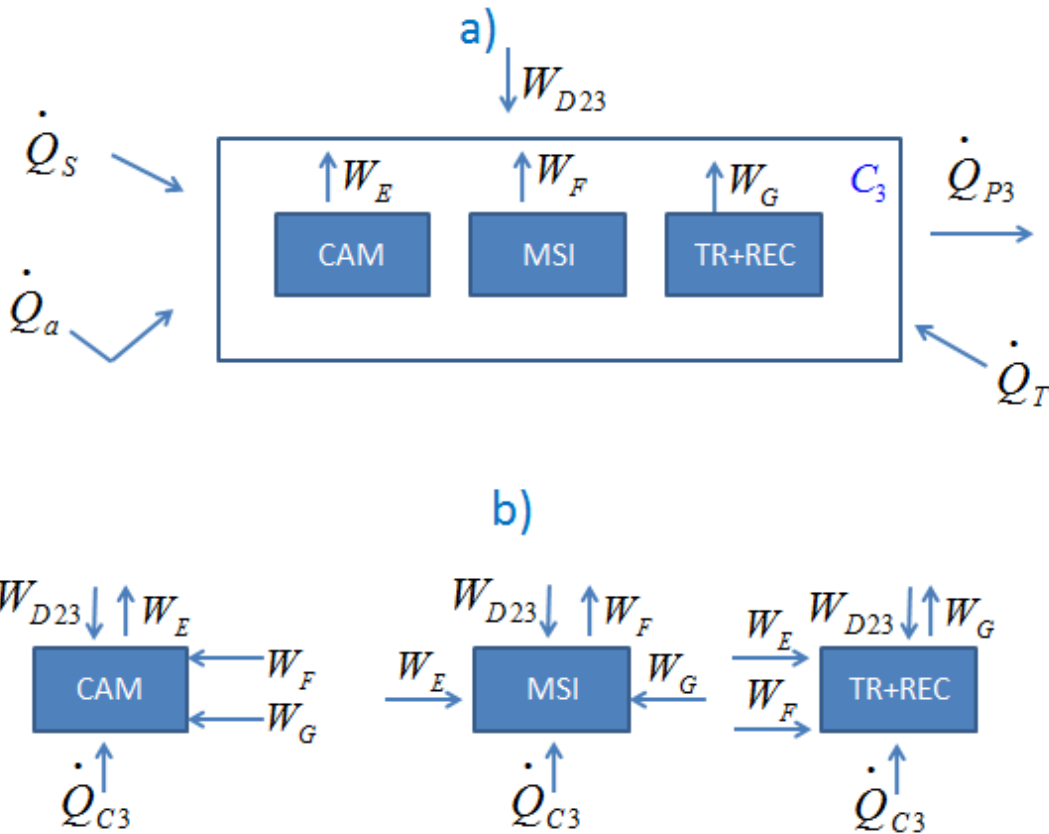


Figura 40. a) Balance de energía del compartimento 3. b) Balance de energía del habitáculo de la cámara, el espectrómetro y el sistema de telecomunicaciones.

A partir del diagrama representado en la Figura 40 se obtienen las temperaturas de la pared del compartimento 3 T_{P3} , de la cámara T_E , del espectrómetro T_F , del transmisor y receptor T_G y de la divisoria del compartimento 2 y 3 T_{D23} .

Para C3->P3

$$\begin{aligned} \dot{Q}_S + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + W_{D23} + W_E + W_F + W_G &= \dot{Q}_{P3} \\ \alpha_S A_{sat,proy} I_S + \alpha_S A_{sat} F_{T \rightarrow sat} a I_S + \alpha_{IR} A_{sat} F_{T \rightarrow sat} I_T + 8 + 1 + 1 + 8 &= \varepsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow e} \sigma (T_{P3}^4 - T_e^4) \\ \alpha_S A_p [I_S (1+a) + I_T] + 18 &= \varepsilon_{IR} A_p \sigma T_{P3}^4 \\ T_{P3} &= \sqrt[4]{\frac{A_p [I_S (1+a) + I_T] + 18}{A_p \sigma}} \\ T_{P3} &= 461.28 [K] \\ T_{P3} &= 188.28 [^{\circ}C] \end{aligned}$$

Para E

$$\begin{aligned} W_E &= W_F + W_G + W_{D23} + Q_{P3} \\ 6.5 &= 1 + 8 + 12 + 3] \frac{4\varepsilon\sigma A_E (T_{P3}^4 - T_E^4)}{2 - \varepsilon} \\ 6.5 &= \frac{4\varepsilon\sigma A_E T_{P3}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{4\varepsilon\sigma A_E T_E^4}{2 - \varepsilon} + 24 \\ T_E &= \sqrt[4]{\frac{30.5 + \frac{4\varepsilon\sigma A_E T_{P3}^4}{2 - \varepsilon}}{\frac{4\varepsilon\sigma A_E}{2 - \varepsilon}}} \\ T_E &= 574.89 [K] \\ T_E &= 301.89 [^{\circ}C] \end{aligned}$$

Para F

$$\begin{aligned}
 W_F &= W_E + W_G + W_{D23} + Q_{P3} \\
 1 &= 6.5 + 8 + 12 + \frac{3\varepsilon\sigma A_F (T_{P3}^4 - T_F^4)}{2 - \varepsilon} \\
 1 &= \frac{3\varepsilon\sigma A_E T_{P3}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{3\varepsilon\sigma A_F T_F^4}{2 - \varepsilon} + 26.5 \\
 T_F &= \sqrt[4]{\frac{25.5 + \frac{3\varepsilon\sigma A_F T_{P3}^4}{2 - \varepsilon}}{\frac{3\varepsilon\sigma A_F}{2 - \varepsilon}}} \\
 T_F &= 642.15 [K] \\
 T_F &= 369.15 [^\circ C]
 \end{aligned}$$

Para G

$$\begin{aligned}
 W_G &= W_E + W_F + W_{D23} + Q_{P3} \\
 8 &= 6.5 + 1 + 12 + \frac{4\varepsilon\sigma A_G (T_{P3}^4 - T_G^4)}{2 - \varepsilon} \\
 8 &= \frac{4\varepsilon\sigma A_G T_{P3}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{4\varepsilon\sigma A_G T_G^4}{2 - \varepsilon} + 19.5 \\
 T_G &= \sqrt[4]{\frac{11.5 + \frac{4\varepsilon\sigma A_G T_{P3}^4}{2 - \varepsilon}}{\frac{4\varepsilon\sigma A_G}{2 - \varepsilon}}} \\
 T_G &= 475.01 [K] \\
 T_G &= 202.01 [^\circ C]
 \end{aligned}$$

Para TD23

$$\begin{aligned}
 Q_{P3} &= W_{D23} + W_E + W_F + W_G \\
 \frac{\varepsilon\sigma A_{D23} (T_{D23}^4 - T_E^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D23} (T_{D23}^4 - T_F^4)}{2 - \varepsilon} + \frac{\varepsilon\sigma A_{D23} (T_{D23}^4 - T_G^4)}{2 - \varepsilon} &= 12 + 6.5 + 1 + 8 \\
 \frac{3\varepsilon\sigma A_{D23} T_{D23}^4}{2 - \varepsilon} - \frac{\varepsilon\sigma A_{D23} (T_E^4 + T_F^4 + T_G^4)}{2 - \varepsilon} &= 27.5 \\
 T_{D23} &= \sqrt[4]{\left(\frac{27.5 + \frac{\varepsilon\sigma A_{D23} (T_E^4 + T_F^4 + T_G^4)}{2 - \varepsilon}}{\frac{3\varepsilon\sigma A_{D23}}{2 - \varepsilon}} \right)} \\
 T_{D23} &= 574.94 [K] \\
 T_{D23} &= 301.94 [^\circ C]
 \end{aligned}$$

De acuerdo al modelo analítico los resultados que se obtuvieron se encuentran en la Tabla 9. En donde el componente con mayor temperatura es el espectrómetro con 369.16 [°C] ya que se encuentra en medio de la cámara con 301.89 [°C] y el receptor y transmisor con 202.01 [°C]. De la misma manera las baterías ocupan el segundo lugar con mayor temperatura en el satélite alcanzando un valor de 301.89 [°C].

El objetivo de obtener estos resultados es que sirvan como referencia en el modelo numérico con el fin de determinar si los resultados que se obtengan en este último sean se encuentren con valores similares a los obtenidos en esta sección.

Tabla 9. Resultados obtenidos mediante el modelo analítico.

Componente	Nomenclatura	Temperatura [K]	Temperatura [°C]
Cámara	Ta	470.19	197.19
Baterías	Tb	562.10	289.10
Control y distribución	Tc	383.12	110.12
Tanque	Td	463.18	190.18
Cámara	Te	574.89	301.89
Espectrómetro	Tf	642.16	369.16
Transmisor y Receptor	Tg	475.01	202.01
Pared Componente 1	Tp1	460.64	187.64
Pared Componente 2	Tp2	463.18	190.18
Pared Componente 3	Tp3	463.29	190.29
Divisoria Componente 12	TD12	488.08	215.08
Divisoria Componente 23	TD23	575.98	302.98

Capítulo 6. Modelo Numérico

En este capítulo se desarrollara el análisis térmico del satélite Quetzal a partir del modelado numérico con el objetivo de determinar la distribución de temperaturas del satélite, como resultado de la transferencia de calor de la estructura, los componentes internos y el ambiente espacial.

Se analizaran los casos extremos críticos los cuales dependen de los siguientes parámetros.

- Emisividad y absorptividad
- Constantes del ambiente (solar, albedo IR)
- Orientación orbital del satélite
- Disipación de potencia interna

6.1. Método de solución

El modelo numérico se simula a partir del software Thermal Desktop que permite crear modelos térmicos a partir de superficies en diferencias finitas, elementos finitos y representaciones esquemáticas usando nodos arbitrarios y conductores. Los nodos pueden ser elementos de frontera, aritméticos (masa cero), o de difusión (masa finita).

Esta simulación es obtenida a partir del método de diferencias finitas, en donde Thermal Desktop permite a calcular y analizar las diferentes formas de transferencia de calor y el ambiente espacial a partir de la orientación orbital, además permite que el usuario personalice la geometría y orientación de cada uno de los componentes [33].

6.1.1. Método de diferencias finitas.

Este método permite discretizar un problema de dominio continuo en donde las derivadas se aproximan a diferencias, lo que permite representar un problema de ecuaciones diferenciales en un problema simplemente algebraico [42].

En donde el dominio se divide en varios elementos generando una malla en donde cada elemento tiene un nodo y por cada nodo se obtiene una ecuación característica, estos pueden ser centrados, laterales o esquinados.

Un nodo representa un punto en donde la energía se conserva, constituye una característica o propiedad del modelo a simular como la temperatura, interfaces

de materia, condiciones de frontera, radiación térmica efectiva de los alrededores, entre otras.

Existen tres tipos de nodos los cuales se clasifican por su capacitancia o la habilidad de almacenar o rechazar transitoriamente la energía térmica, los cuales se describe como sigue [43]:

- Nodos de difusión:

Estos nodos se pueden utilizar representan celdas finitas en un volumen mallado o modelos complejos o de varios componentes como lo son chips electrónicos, un chasis, una persona, un vehículo, etc. En este tipo de nodos su capacitancia es finita que por lo general es el producto de la masa y el calor específico.

- Nodos de frontera:

Tienen una capacitancia infinita y representan fuentes, sumideros, grandes masas, o controlan zonas de temperatura.

- Nodos aritméticos:

Tienen una capacitancia cero, es decir, que la energía que fluye dentro de un nodo aritmético ser igual a la energía que fluye de los alrededores generando un balance entre el exterior y el interior del nodo. Estos nodos siempre se encuentran en estado estable con respecto de los nodos vecinos y pueden ser usados para representar esquinas, interfaces, masas pequeñas e insignificantes.

En nuestra configuración se considera que el parámetro a analizar por cada nodo es la distribución de temperaturas en donde cada nodo tendrá una ecuación y como se mencionó en párrafos anteriores debe haber una conservación de la energía en un sistema de red nodal, el cual una forma aproximada o de diferencias finitas se obtiene al considerar la segunda

derivada, $\frac{\partial^2 T}{\partial x^2}$. En donde de acuerdo al método se aproxima a [44]:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \Big|_{m,n} \approx \frac{\frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{m+1/2,n} - \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{m-1/2,n}}{\Delta x}$$

En donde

$$\frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{m+1/2,n} \approx \frac{T_{m+1,n} - T_{m,n}}{\Delta x}$$

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{m-1/2,n} \approx \frac{T_{m,n} - T_{m-1,n}}{\Delta x}$$

Por lo que:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \approx \frac{T_{m+1,n} + T_{m-1,n} - 2T_{m,n}}{(\Delta x)^2}$$

Si se procede de la misma manera en dirección al eje Y se tiene:

$$\left. \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right|_{m,n} \approx \frac{\left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{m+1/2,n} - \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{m-1/2,n}}{\Delta y}$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \approx \frac{T_{m,n+1} + T_{m,n-1} - 2T_{m,n}}{(\Delta y)^2}$$

La red de nodos que representan la temperatura se puede analizar en la Figura 41.

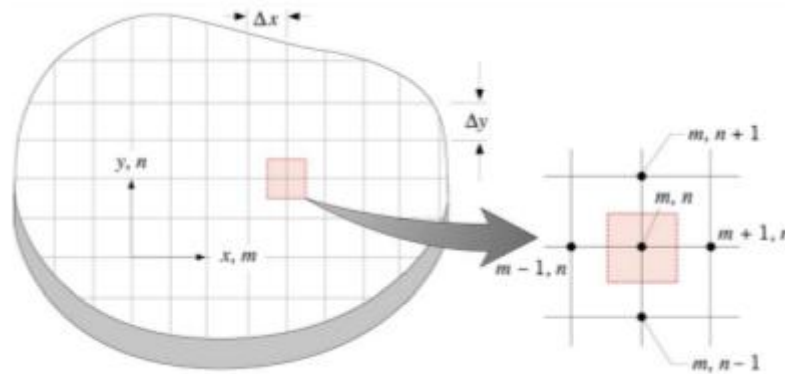


Figura 41. Diagrama esquemático de la red de nodos que representan la conducción bidimensional para realizar la aproximación por el método de diferencias finitas [44].

Si se considera que en el mallado $\Delta x = \Delta y$ se obtiene lo siguiente:

$$T_{m,n+1} + T_{m,n-1} + T_{m+1,n} + T_{m-1,n} - 4T_{m,n} = 0$$

Con esto se tiene la aproximación de una ecuación diferencial exacta a una ecuación algebraica y se aplica a cualquier nodo interior que sea equidistante de sus cuatro nodos vecinos.

6.2. Configuración simulada

La estructura del satélite consta de tres compartimentos, en donde el primer compartimento contiene a la computadora de abordo; el segundo los tanques de combustible, el sistema de control y distribución y las baterías y por él último el tercero está compuesto por la cámara, el espectrómetro, el receptor y el transmisor como se puede observar en la Figura 42. Cada uno de los subsistemas se describe a detalle en la sección 2.1 y se resume en la Tabla 2.

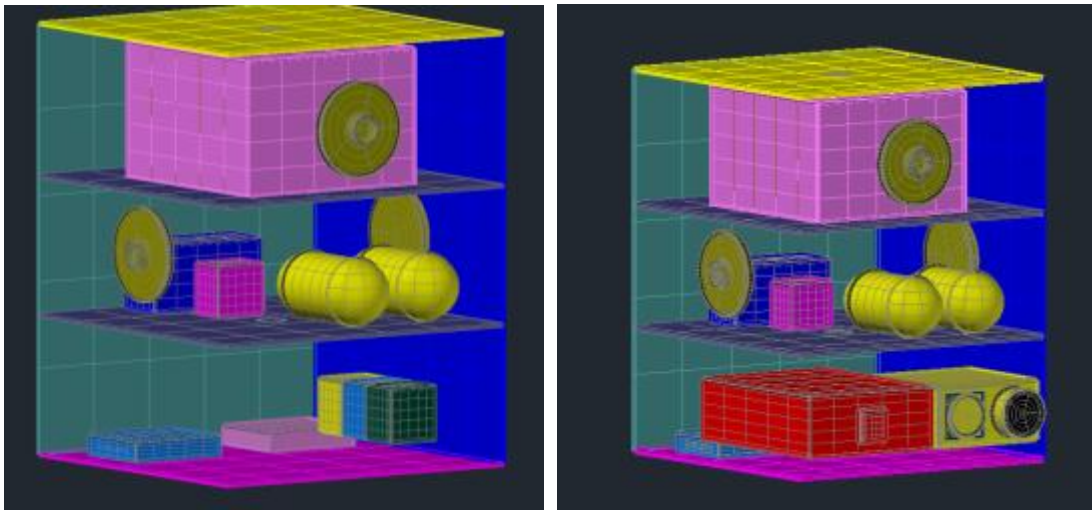


Figura 42. Configuración simulada.

Se generó una malla para todos los elementos del satélite de 5X5, como se observa en la Figura 43. Mallado satelital. y Figura 44, ya que para modelar los efectos de radiación se requiere una malla sencilla debido a la complejidad de las ecuaciones a resolver. En total se tienen 159 superficies en donde cada superficie tiene una malla de 5X5, generando 3975 nodos por el modelo completo.

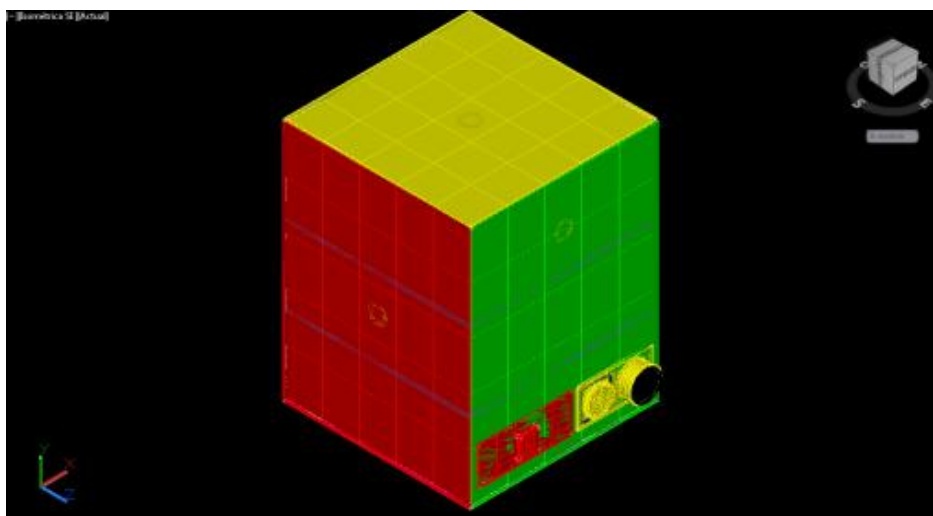


Figura 43. Mallado satelital.

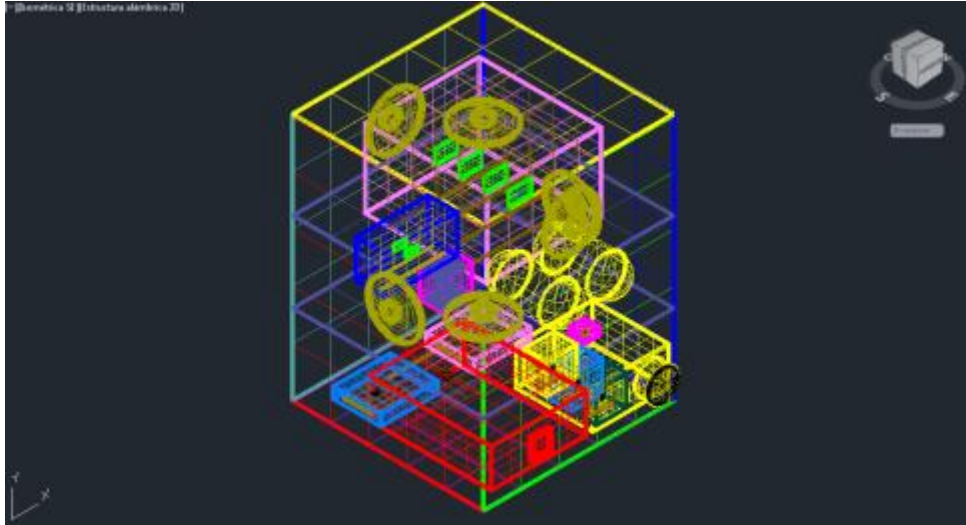


Figura 44. Configuración simulada. Vista de alambre.

Se simuló un chip que concentra toda la circuitería por componente y de acuerdo a la sección 2.1, la distribución de tarjetas y circuitos se observa en la Figura 45.

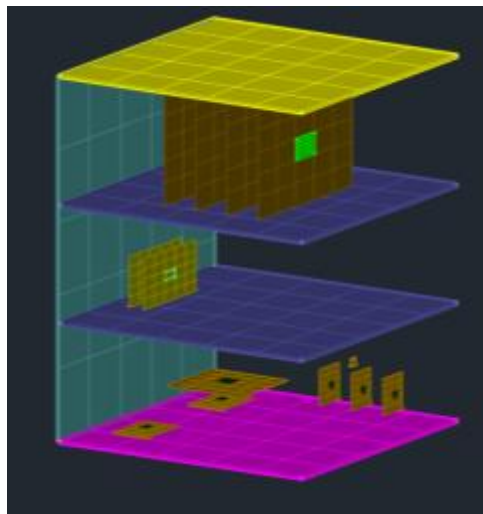


Figura 45. Chips y tarjetas electrónicas ubicadas dentro del satélite.

Las cargas térmicas de los componentes internos fueron aplicadas en cada uno de los chips de las tarjetas simulando en un solo chip la carga térmica de todo el circuito, de la misma manera se aplicó una potencia disipada a las baterías y a las ruedas de inercia como se ve en la Figura 46 y en la Tabla 10.

Tabla 10. Cargas térmicas de los componentes internos, asociadas a la potencia disipada.

Componente	Tarjeta 1 [W]	Tarjeta 2 [W]	Tarjeta 3 [W]	Tarjeta 4 [W]	Potencia Total por componente [W]
Control y distribución	5	5	NA	NA	10
Baterías	2	NA	NA	NA	2
Cámara	0.5	0.5	0.5	5	6.5
Espectrómetro	1	NA	NA	NA	1
Receptor	4	NA	NA	NA	4
CPU	3	NA	NA	NA	3
Transmisor	4	NA	NA	NA	4
Ruedas de inercia	0.5	NA	NA	NA	0.5
				Total	31

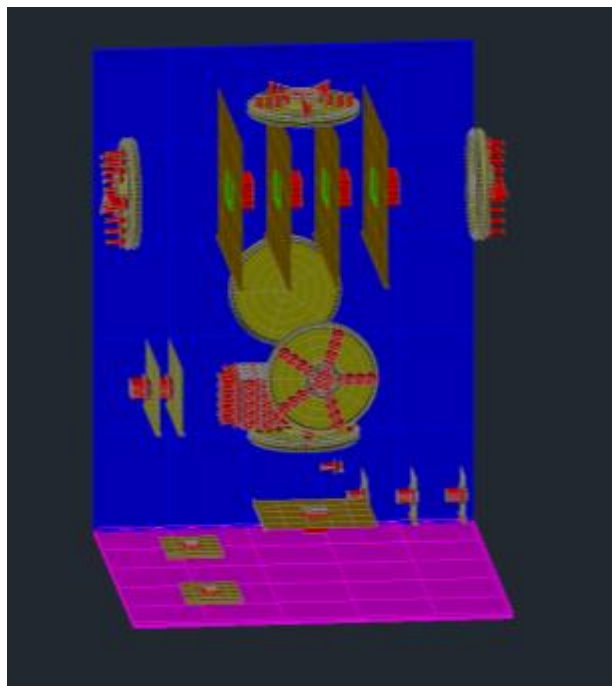


Figura 46. Distribución de cargas térmicas.

El satélite se encuentra orientado con respecto a +Z Nadir, en donde el eje Z del vehículo siempre va a apuntar al centro del planeta, el eje X recae en el plano orbital y está orientado en la dirección del movimiento, el eje Y es perpendicular a estos dos y es positivo hacia arriba. Además el satélite tiene una rotación de -90 en el eje Y ya que la cámara siempre debe estar apuntando hacia la tierra.

Se simulan 12 posiciones dentro del movimiento orbital, para poder observar el comportamiento del satélite con respecto al ambiente térmico espacial como se muestra en la Figura 47 y Figura 48.

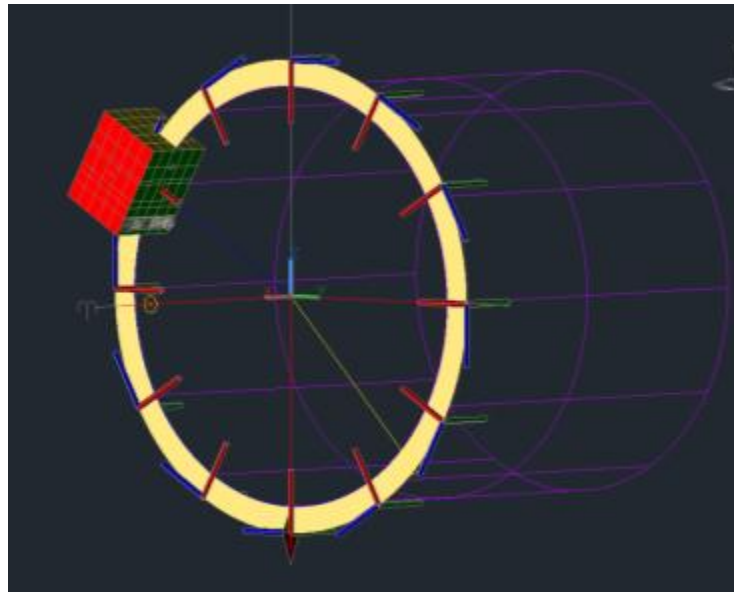


Figura 47. Visualización del satélite en órbita con la cámara apuntando hacia el planeta.

En el eje coordenado celestial el eje de las X siempre apunta hacia el punto vernal, perpendicular a este y en dirección al ecuador se tiene el eje Y, y el eje Z apunta hacia el norte del planeta Tierra.

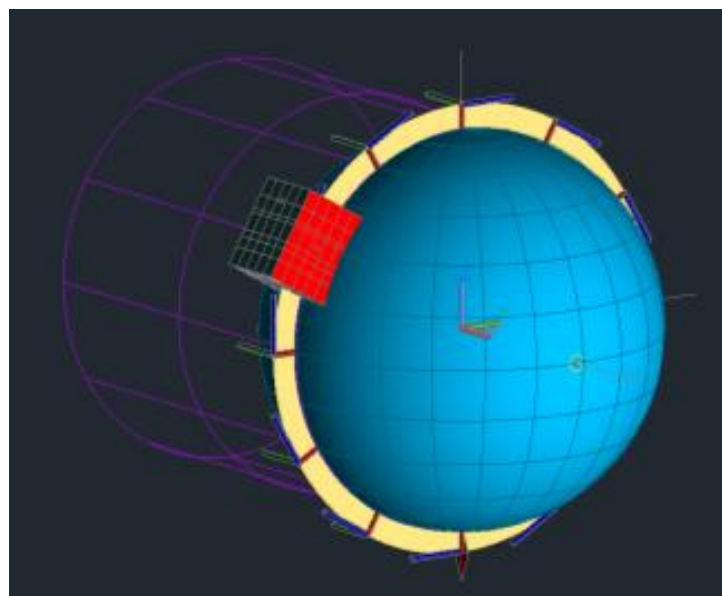


Figura 48. Coordenadas celestiales y coordenadas satelitales.

6.2.1. Consideraciones y detalles numéricos

- Se utilizo un material generalizado para todos los circuitos electrónicos este es el FR-4 2 oz cobre en donde las propiedades como el calor específico y la densidad se consideran cero debido a que los nodos son aritméticos.
- Los chips están compuestos por material semiconductor, y para este caso se utiliza un material generalizado en donde se considera la conductividad cero ya que en el chip se considera que los nodos son aritméticos.

Se simulan dos casos el primero es sin control térmico para determinar la distribución de temperaturas dentro y fuera del satélite en donde posteriormente se propone el sistema de control térmico para el satélite Quetzal en donde se simula el caso 2 con este sistema propuesto. En ambos casos el periodo de duración es de 9 días que es igual a 777, 600 segundos.

Los materiales utilizados se enlistan en la

Tabla 11 y Tabla 12, en donde las propiedades de los materiales se clasifican en termo-físicas y ópticas como sigue:

Tabla 11. Propiedades termo-físicas [10].

Propiedades Termo-físicas			
Material	Conductividad [W/m/K]	Calor específico [J/kg/K]	Densidad [Kg/m3]
Aluminio 6061-T6	167	980	2700
Aluminio 7075-T6	121.2	961.2	2770
FR-4 2 oz cobre	17.7	0	0
Chip	0	837.32	2000
Panel solar	25	712	2330
Honeycomb	224.27	961.2	2770
Cobre	413	340	8920

Tabla 12. Propiedades ópticas [10].

Material	Absortividad	Emisividad	α/ϵ
Aluminio 6061 T6	0.379	0.08	4.737
Aluminio 7075-T6	0.250	0.04	6.250
FR-4 2 oz cobre	0.960	800	1.2
Pintura blanca Z93	0.170	0.920	0.185
Pintura negra	0.940	0.9	1.044
Panel Solar	0.850	0.850	1

Para cada uno de los casos se obtienen los peores escenarios de temperatura el más frío y el más caliente que se puedan presentar de acuerdo a los parámetros ambientales y de la energía del satélite disipada desde el interior del satélite como se puede observar en la Tabla 13.

Tabla 13. Consideraciones tomadas para el caso frío y el caso caliente.

Parámetro	Caso Caliente	Caso Frío
Orbital	Siempre iluminado	Tiempo máximo de exposición a la sombra 36 a 16 %
Constante Solar	1414 [W/m ²]	1322 [W/m ²]
Coeficiente de Albedo	0.57	0.18
Infrarrojo de la Tierra	275 [W/m ²]	260 K (260 [W/m ²])
Disipación interna	Toda 31 W	Ninguna 0 W

Para cada uno de los casos se simulan tres diferentes escenarios en donde en el escenario A y B Beta es de 90° y 0° respectivamente, es decir, el ángulo entre el plano orbital y el vector solar permanece constante; en el escenario B y C se varia la inclinación de la órbita por lo que el ángulo Beta cambia con respecto al tiempo y a la época del año. Todos los escenarios se realizan para órbitas con una altura de 800 km, con RAAN y argumento del perigeo igual a cero grados como se puede observar en la Tabla 14.

Tabla 14. Escenarios a analizar para el caso caliente y el caso frío.

Escenario A	Escenario B	Escenario C	Escenario D
Beta 90	Beta 0	Inclinación 105°	Inclinación 40°
800 km	800 km	800 km	800 km
RAAN 0°	RAAN 0°	RAAN 0°	RAAN 0°
Argumento del perigeo 0°	Argumento del perigeo 0°	Argumento del perigeo 0°	Argumento del perigeo 0°

Estos escenarios se analizan para determinar cómo afecta la inclinación orbital en la distribución de temperaturas del satélite, para poder determinar la inclinación óptima para la misión y cuál es la condición extrema a la que puede ser sometido el Quetzal.

La inclinación orbital de cada escenario de la Tabla 14 se representa en las Figura 49 a) para el caso donde no presenta eclipses y b) en órbita ecuatorial y Figura 50 a) órbita cercana al polo y b) órbita más cercana al ecuador; estas dos últimas obtenidas del análisis y definición de la misión.

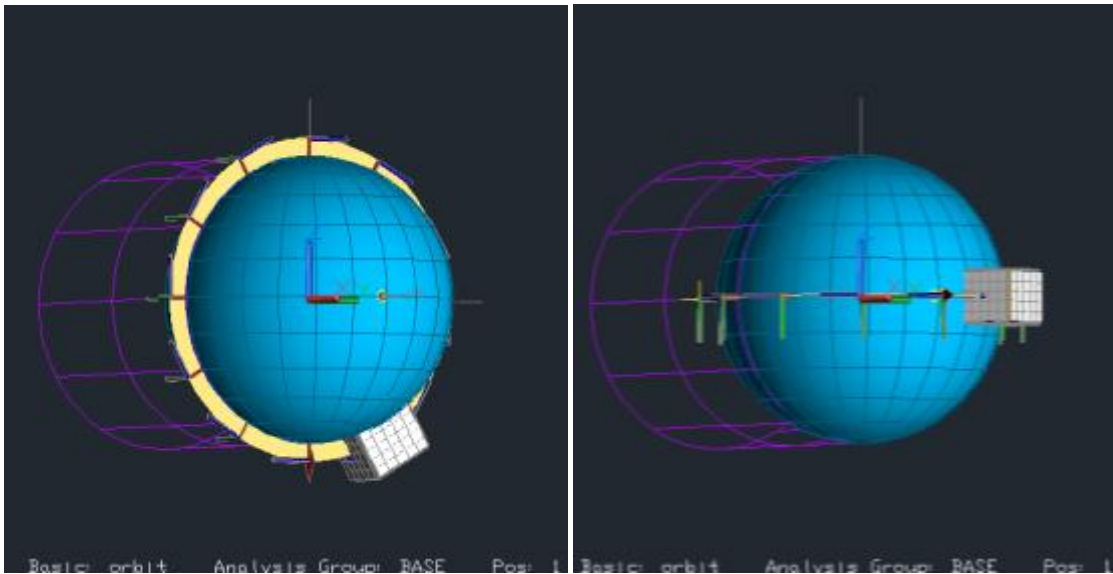


Figura 49. Escenario A (izquierda) y escenario B (derecha).

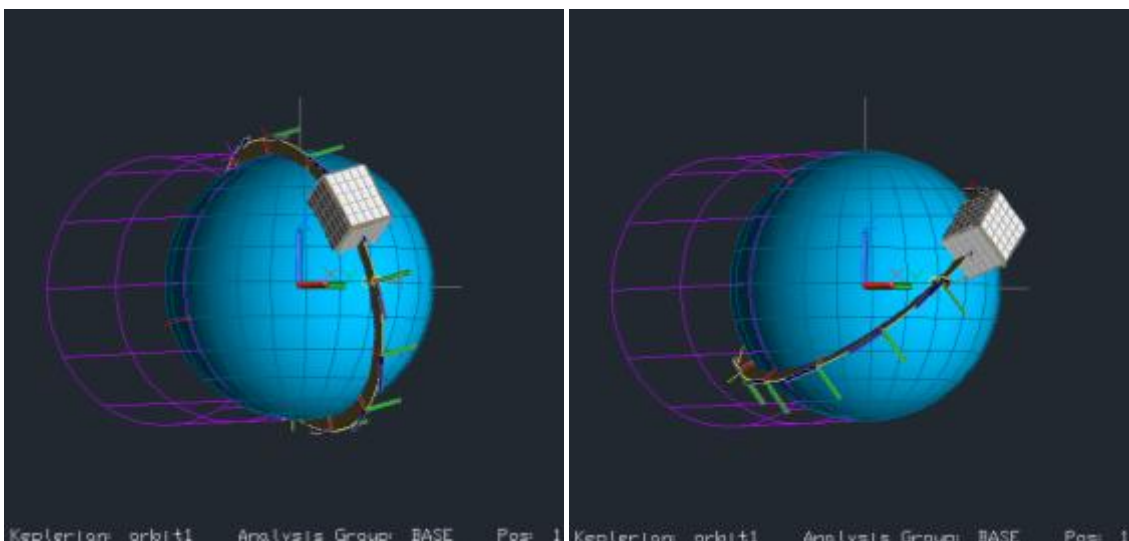


Figura 50. Escenario C (izquierda) y escenario D (derecha).

- Caso Caliente:

Como se describe en la Tabla 13 el caso caliente corresponde a todas las cargas térmicas externas e internas que contribuyen a alcanzar gradientes máximos de temperatura durante el vuelo orbital. Se considera la constante solar del solsticio de verano y el coeficiente de albedo más alto que es de 0.57, así como, que todos los componentes del satélite se encuentran encendidos y disipando calor.

- Caso Frío:

El caso frío es todo lo contrario al caso caliente, aquí todos los parámetros se consideran en su mínimo valor de temperatura: con disipación interna nula, la constante solar es la del solsticio de invierno y el coeficiente de albedo mínimo que se pueda tener aunque este varía con respecto a la posición del vehículo dentro de la órbita.

6.3. Resultados y análisis

En esta sección se presentan los resultados obtenidos del análisis térmico para el satélite Quetzal en donde se divide a partir de los casos más extremos que el satélite presenta, de la misma forma se analizan los casos propuestos en el Capítulo 2. Características y Requerimientos de la misión

Para cada uno de estos casos se varían los parámetros de la órbita, así como, las cargas térmicas del ambiente espacial descritas en la sección 6.2; manteniendo en todos los escenarios la altura del satélite a 800 km y el mismo tiempo de vuelo de 9 días

El análisis virtual se muestra sin celdas y con celdas con el fin de encontrar las temperaturas máximas y mínimas en la estructura y cada uno de los subsistemas del satélite determinando si sobrepasa los límites térmicos de operación de cada uno de estos.

Posteriormente se analizan casos de control térmico pasivo para determinar si este cumple con los requerimientos térmicos y de no ser así proponer un sistema de control térmico activo que permita una distribución térmica adecuada para el funcionamiento integral de todos los dispositivos.

6.3.1. Caso 1. Sin control térmico

6.3.1.1. Caso Caliente, sin celdas:

6.3.1.1.1. Escenario A: Beta 90

Se eligió este escenario debido a que cuando el ángulo entre el plano orbital y el vector solar (beta) es igual a 90 grados, el satélite siempre estará iluminado en una cara, por el sol sin presentar sombra, como se observa en la Figura 48.

Este caso utiliza los valores de flujo solar, radiación infrarroja de la Tierra y coeficiente de albedo que se observan en la Tabla 13, así como, todos los componentes encendidos dentro del satélite.

Las figuras Figura 51, Figura 52 y Figura 53 presenta la distribución de temperaturas de la estructura, los compartimentos y los componentes eléctricos respectivamente; que se obtuvo a partir del análisis numérico y las condiciones del escenario A.

La estructura alcanza una temperatura máxima de 264.4 [°C] en la pared que se dirige hacia el sol y una temperatura mínima de 39.7 [°C] en la cara opuesta al sol. La cara que apunta hacia la tierra oscila entre 144.5 [°C] y 54.68 [°C] en donde el punto máximo se presenta en el lado contiguo a la cara al sol y el punto mínimo en el lado que se encuentra adyacente a la cara opuesta al sol la cual es la más fría.

La divisoria del compartimento 1 al 2 se tienen temperaturas de 234 [°C] a 99.61[°C] las cuales son menores a las del compartimento de 2 al 3 ya que la esta última presenta más componentes y por consiguiente mayor disipación térmica alcanzado un rango de temperatura desde 249[°C] a 114[°C].

La distribución de temperaturas en la estructura no muestra simetría, en donde el lado con mayor temperatura es el que da al Sol y el lado con menor temperatura se encuentra en la unión entre la cara opuesta al Sol y la cara de avance del satélite, es decir, la que se encuentra en la parte superior del satélite y la que va hacia al frente en el avance del mismo.

La divisoria que se encuentra entre el compartimento 2 y 3 presenta una distribución de temperaturas mayor que la que se encuentra entre 1 y 2, debido a que en esta se encuentran las baterías y el sistema de distribución y control de potencia los cuales alcanzan temperaturas mayores a los componentes de la divisoria superior.

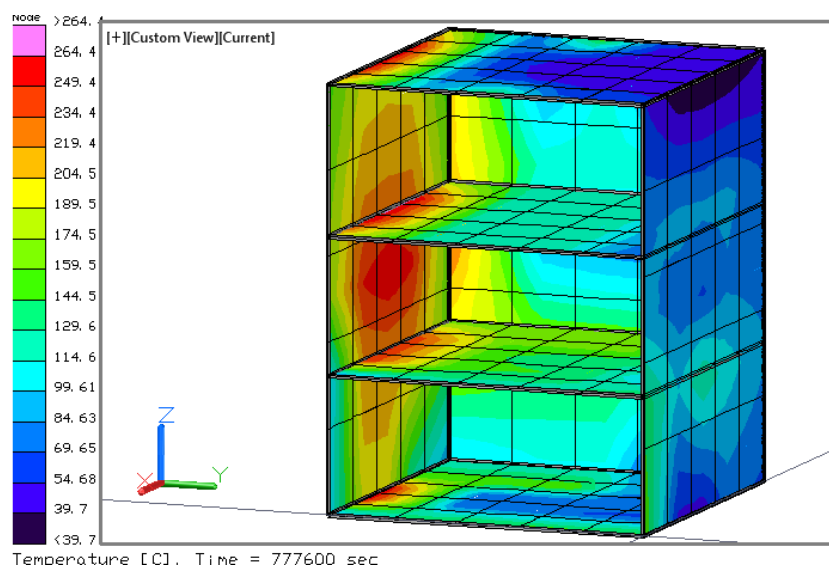
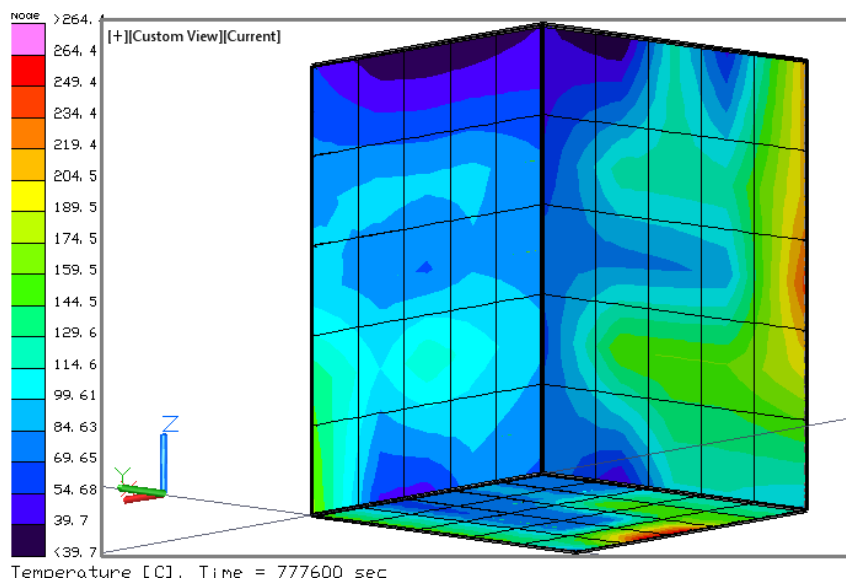
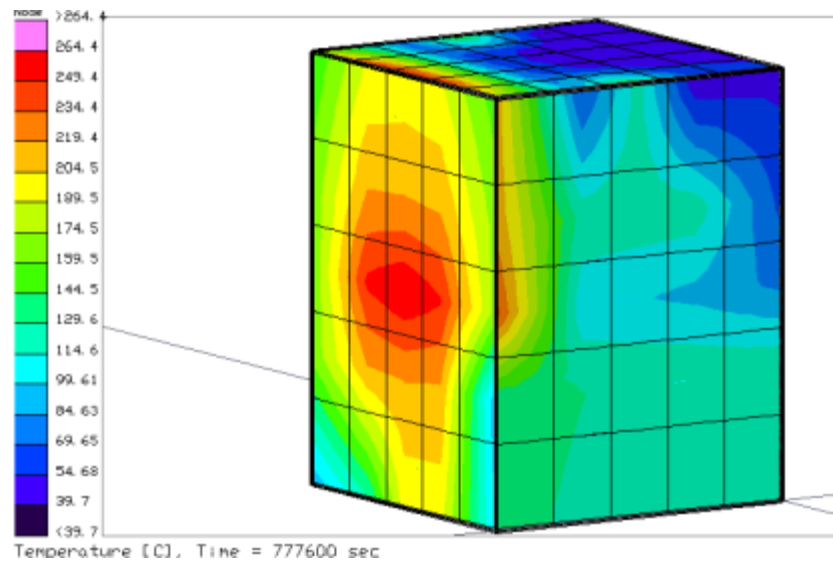


Figura 51. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente escenario A.

En la Figura 52 podemos observar dos vistas de los patrones de temperatura de los tanques, las ruedas de inercia y habitáculos de los dispositivos electrónicos en donde las secciones en orden descendente que presentan mayores temperaturas son la cámara, las baterías, el transmisor, el receptor, la rueda de inercia ubicada en la cara al sol y la que se encuentra en la divisoria del compartimento 2 al 3.

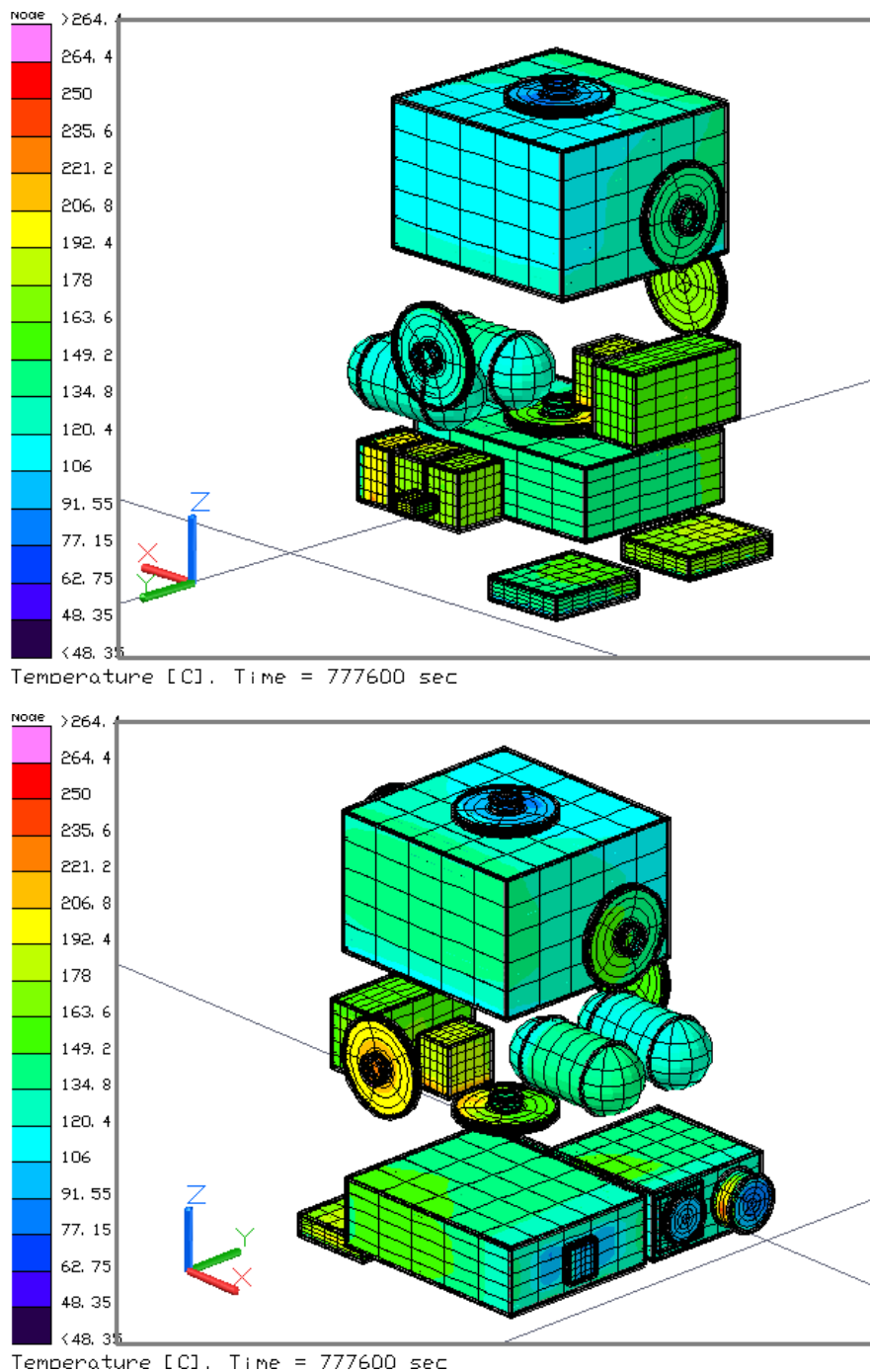


Figura 52. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, sin celdas, escenario A.

La distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos se aprecia en la Figura 53, en donde el chip de la cámara más cercano a la estructura del satélite presenta la temperatura más elevada de todo el modelo alcanzando los 345.54 [°C], seguido de las baterías con unos 251.47 [°C]. Estos son los puntos de atención más críticos para el sistema de control térmico, sin pasar desapercibido que para los demás circuitos se cumplen los requerimientos térmicos para este escenario.

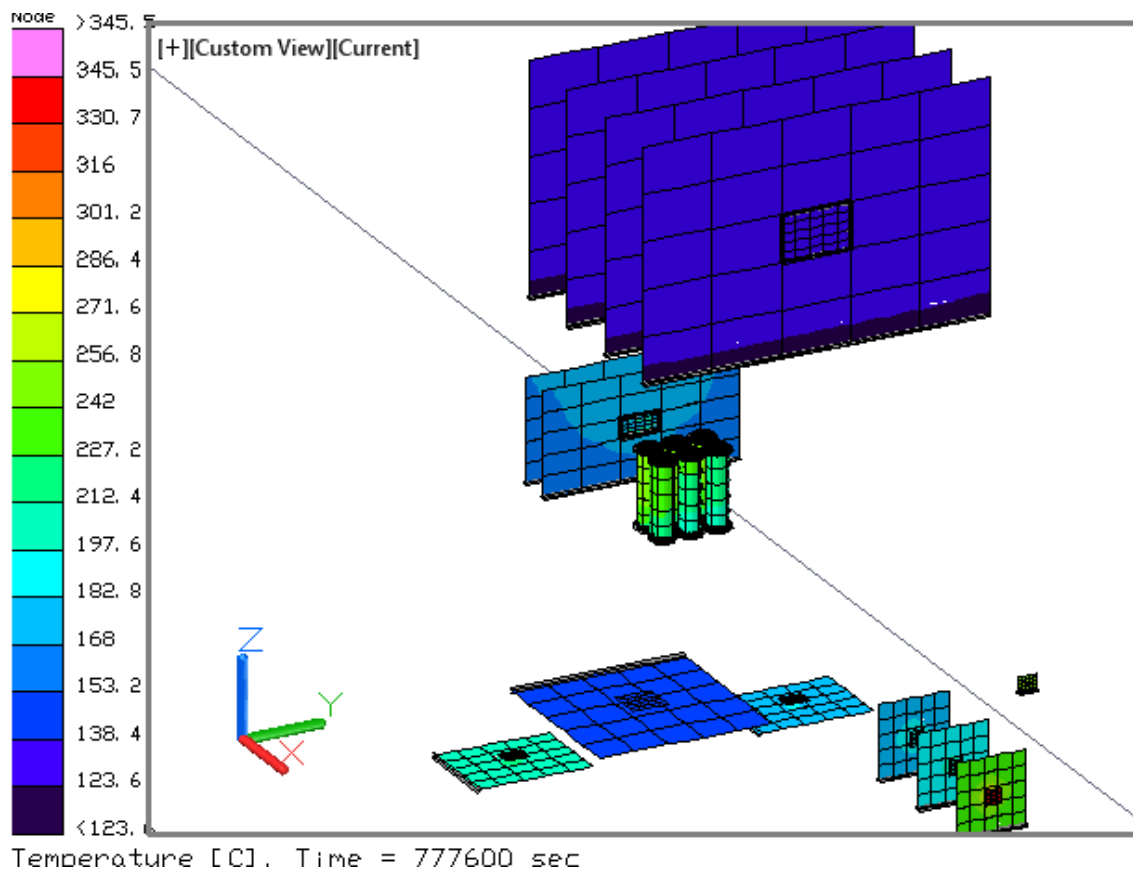


Figura 53. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, sin celdas, escenario A.

Las temperaturas máximas y mínimas que se obtuvieron en cada uno de los subsistemas para este caso se presentan en la Tabla 15. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente escenario A.; en donde el valor máximo, se tiene en el chip de la cámara con 345.54 [°C] y el mínimo en la estructura con 39.7 [°C].

Tabla 15. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima [°C]	Temperatura mínima [°C]
	ACDS tarjeta	183.83	160.86
	ACDS Caja	166.35	152.13
	ACDS chip	198.39	197.6
	Baterías	251.47	211.32
	Baterías Caja	226.64	174.46
CPU tarjeta	Tarjeta	128.38	123.63
	Cámara tarjeta	295.87	180.41
	Cámara caja	239	77.18
	Cámara caja in	243.24	128.3
	Cámara chip	345.54	194.23
CPU chip	Chip	128.91	128.32
	CPU caja	146.46	108.39
	Estructura	264.37	39.7
	MSI Tarjeta	147.7	143.71
	MSI caja	233.98	80.56
	MSI chip	149.72	149.68
	Rec tarjeta	216.96	200.65
	Rec caja	214.14	127.93
	Rec chip	240.33	240.11
	Tanque	146.46	125.49
	Trans tarjeta	186.62	170.03
	Trans. caja	172.96	78.27
	Trans chip	210.75	210.48
	R. de inercia	264.37	48.35

6.3.1.1.2. Escenario B: Beta 0

El escenario del caso caliente, sin control térmico para un ángulo del plano orbital con respecto al sol de 0°, presenta un comportamiento diferente en el rango de temperaturas debido al escenario A, en donde con respecto a la estructura, para este caso la máxima temperatura obtenida es de 176.46 [°C] y la mínima 78.83 [°C] disminuyendo 87.91 [°C] en el punto máximo pero aumentado 39.13 [°C] en el punto mínimo como se puede observar en la Figura 54.

Esta variación se debe a que la proyección del sol se da en tres caras del satélite, la cara opuesta a la Tierra y las caras de avance y retroceso del satélite, en las cuales se va distribuyendo la temperatura a lo largo del recorrido orbital, en donde la cara opuesta a la tierra es la que recibe mayor carga térmica del ambiente espacial. Las temperaturas mínimas se observan en las caras laterales del satélite, llamadas la cara norte y la cara sur. Además de que para este caso si se presentan eclipses, a diferencia que en el escenario A en donde el tiempo de umbra es nulo.

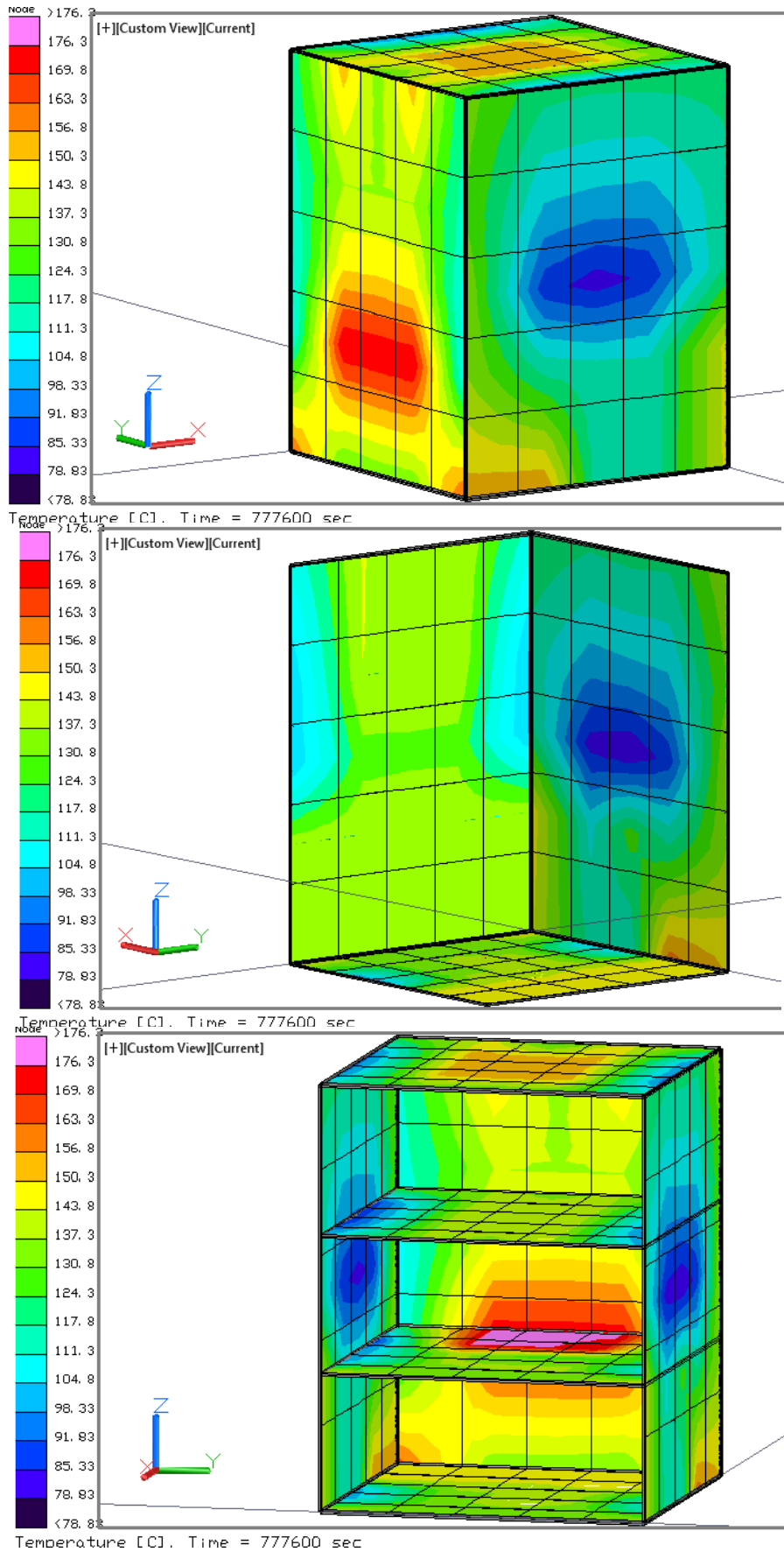


Figura 54. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, sin celdas, escenario B.

El habitáculo de la cámara tiene un comportamiento similar al de la estructura en donde en comparación con el escenario A la temperatura máxima disminuye la temperatura mínima aumenta 2.12 [°C] y 7.64 [°C] respectivamente. Este comportamiento es similar ya que la cámara se encuentra conectada a la estructura, apuntando siempre a nuestro planeta. Sin embargo la temperatura del contenedor de las baterías disminuyo aproximadamente 7[°C] para los valores máximos y mínimos con respecto al escenario anterior alcanzando valores de 244.02 [°C] y 204.69 [°C] como se observa en la Figura 55.

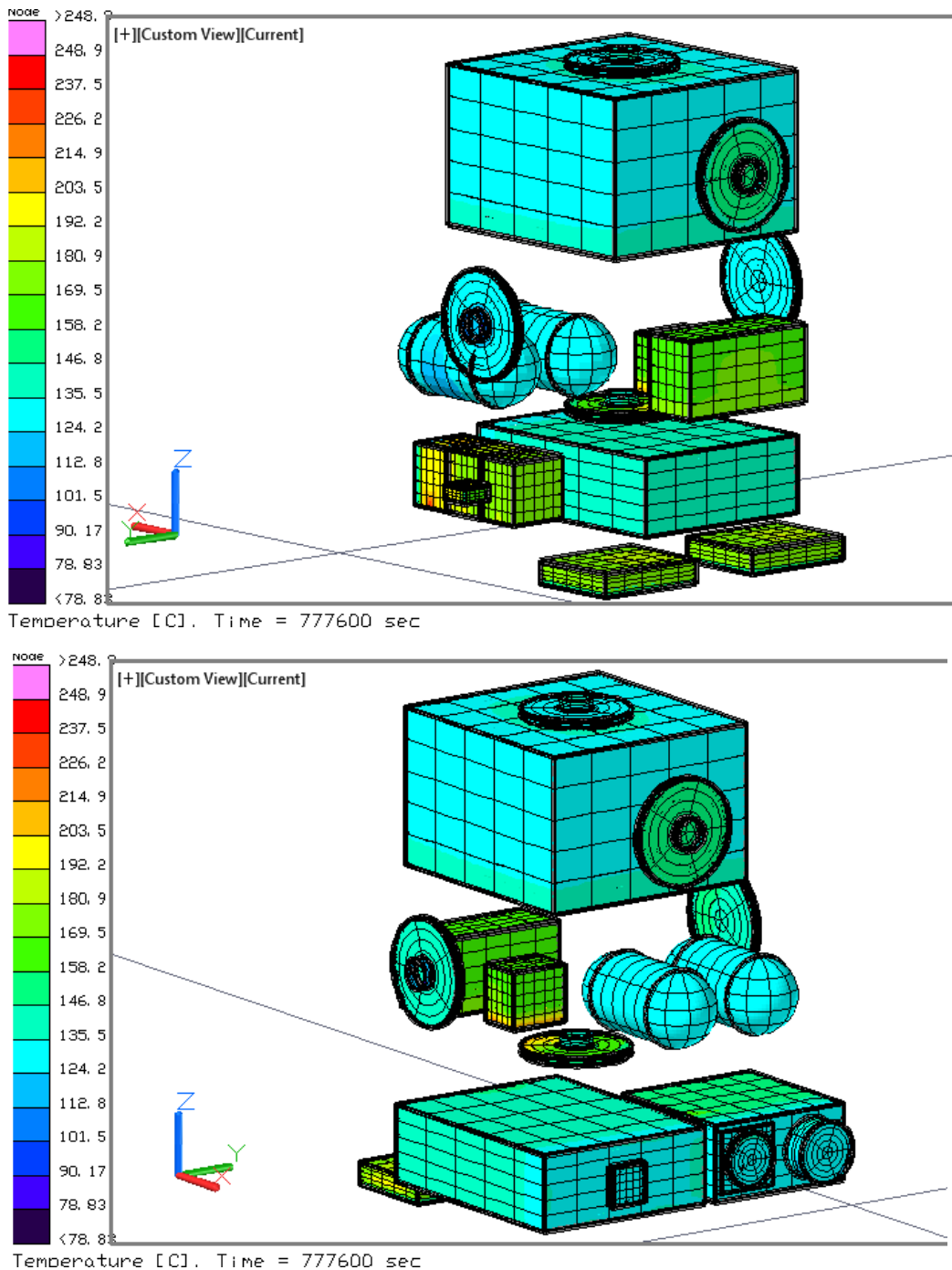


Figura 55. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, sin celdas, escenario B.

El comportamiento del chip de la cámara es similar al del escenario A ya que el alcanza la temperatura de 347.66 [°C], la cual es la más elevada del análisis de la misma manera que las baterías con una temperatura de 244.02 [°C]. Para los demás dispositivos electrónicos la temperatura aumento de 10 [°C] a 30 [°C], en donde para ningun caso se cumplen los requerimientos térmicos de funcionamiento como se presenta en la Figura 56.

En este escenario con Beta = 0 ° los valores de temperatura en la computadora de abordo y en el sistema de distribución y control son mayores que en escenario con Beta = 90 °, debido a que en este escenario la radiación solar radia en tres de las caras del satélite, incidiendo con mayor intencidad en las caras paralelas a las tarjetas de estos componentes con valores de 141.3 [°C] y 199.25 [°C].

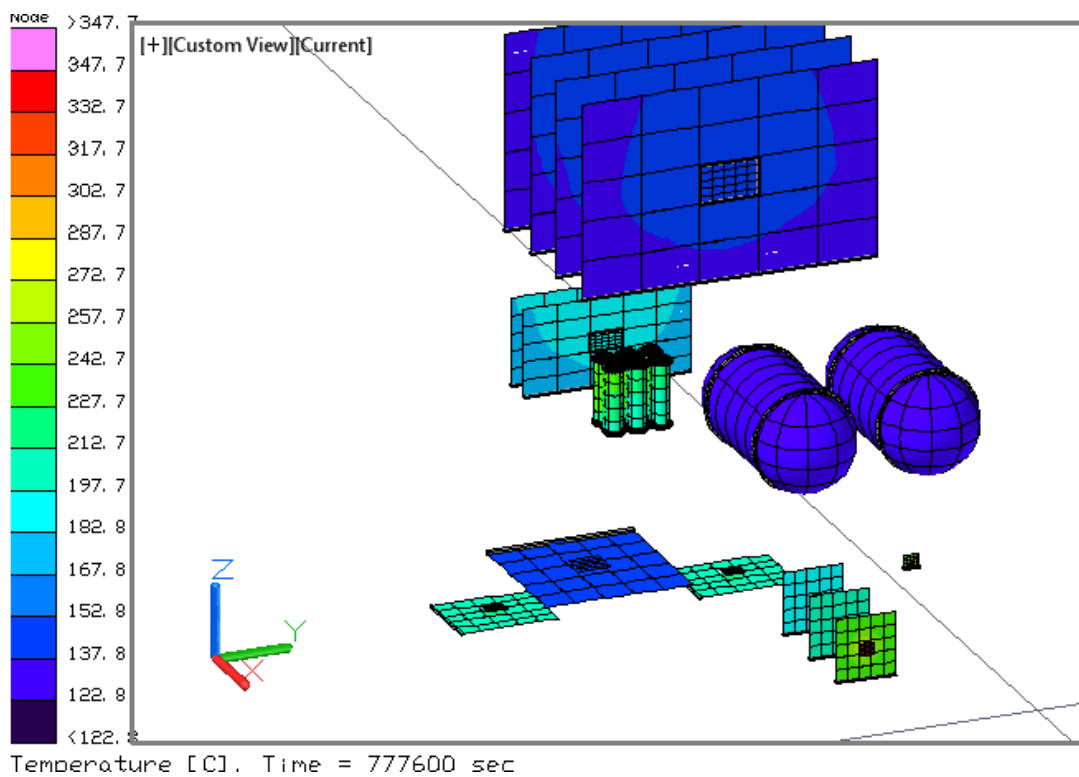


Figura 56. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, sin celdas, escenario B.

El rango de temperaturas por componente para este escenario se puede observar en la Tabla 16, en donde el valor máximo se encuentra en el chip de la cámara con 347.88 [°C] y el mínimo en la estructura interna de la cámara con 35.46 [°C]. Este escenario se considera el más caliente con respecto a los componentes internos en comparación con el anterior ya que la temperatura se elevó de 10 [°C] a 30 [°C].

Tabla 16. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima [°C]	Temperatura mínima [°C]
	ACDS tarjeta	199.25	177.25
	ACDS Caja	176.54	160.62
	ACDS chip	213.66	212.74
	Baterías	244.02	204.69
	Baterías Caja	217.75	162.48
CPU tarjeta	Tarjeta	141.3	137.41
	Cámara tarjeta	298.41	188.2
	Cámara caja	168.78	109.81
	Cámara caja in	248.87	35.46
	Cámara chip	347.66	201.87
CPU chip	Chip	141.83	141
	CPU caja	141.07	129.96
	Estructura	176.46	78.83
	MSI Tarjeta	149	145.19
	MSI caja	169.1	119.69
	MSI chip	151.01	150.97
	Rec tarjeta	217.84	201.98
	Rec caja	215.52	143.78
	Rec chip	241.19	240.95
	Tanque	129.65	122.78
	Trans tarjeta	217.69	201.59
	Trans. caja	204.32	145.25
	Trans chip	241.34	241.03
	R. de inercia	204.71	78.83

6.3.1.1.3. Escenario C: 105° de inclinación

El escenario C para el caso caliente sin control térmico presenta un ángulo beta variable de 85° a -80° debido a su inclinación y a las estaciones del año. Este ángulo es similar al escenario A sin embargo, el escenario C presenta alrededor de un 25% de sombra a lo largo de la duración de la misión como se puede ver en la Figura 171. Además la proyección del sol se observa en tres caras, la cara opuesta a la tierra, la cara de avance y retroceso del satélite; esto similar a lo del escenario B ya que la cara de avance del satélite es siempre la misma y depende de la inclinación orbital. La temperatura máxima en la estructura, se observa en la cara que da al sol alcanzando los 176.25 [°C] lo cual es menor al escenario A por 88.12 [°C] y la temperatura mínima se encuentra en la cara este y oeste con 78.43 [°C], aumentando 38.73 [°C] que el escenario A como se tiene en la Figura 57.

Al igual que todos los demás escenarios la divisoria del compartimento de 2 a 3 presenta mayor temperatura que la de 1 a 2 obteniendo su valor máximo en la esquina inmediata a la cara al Sol.

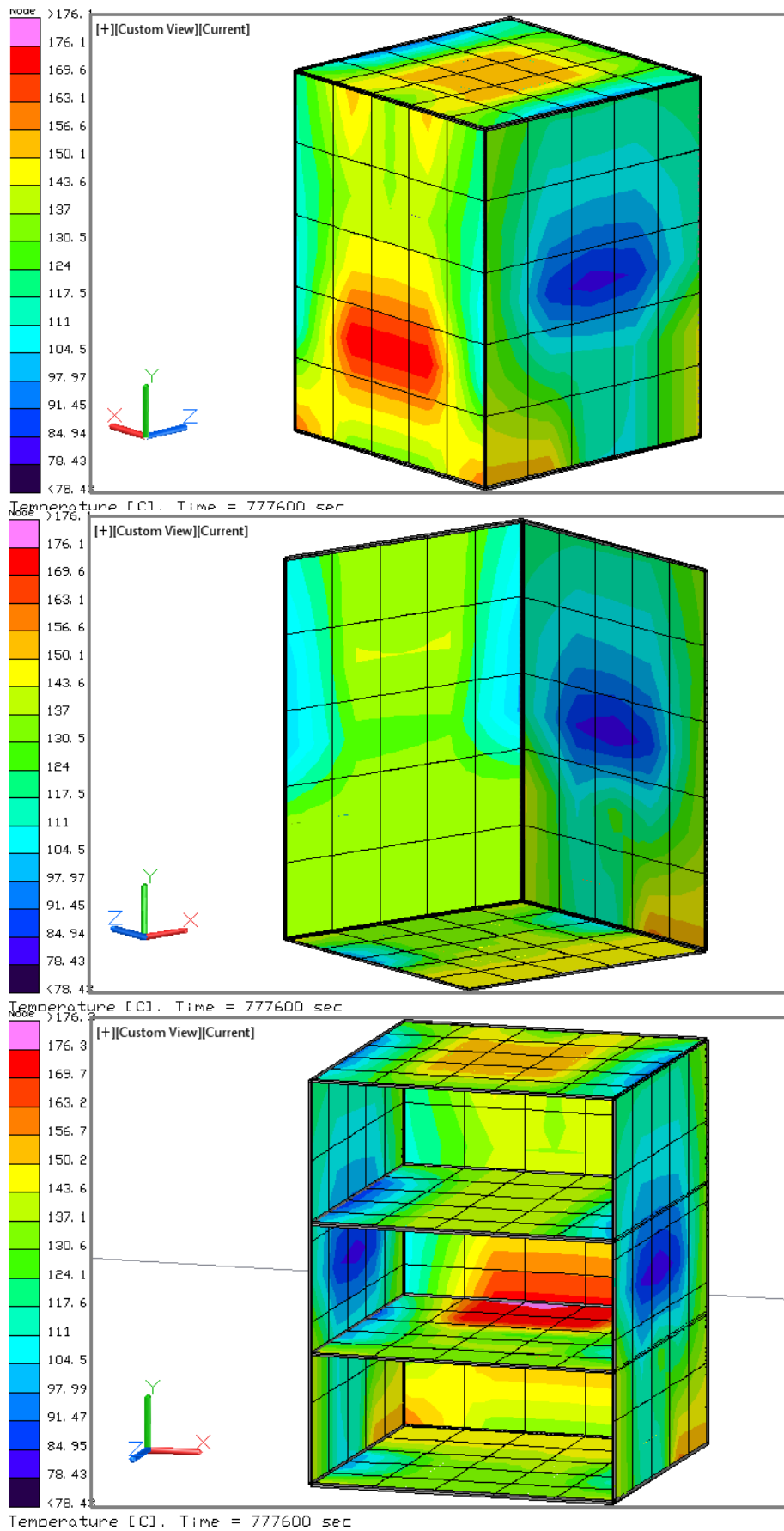


Figura 57. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, sin celdas, escenario C.

La distribución de temperaturas de cada uno de los componentes del escenario C se aprecia en la Figura 58, en donde la caja de las baterías llega a una temperatura de 217.7 [°C] y la temperatura correspondiente a la caja interna de la cámara 248.1 [°C], los cuales son los componentes con los límites superiores entre las estructuras de los subsistemas.

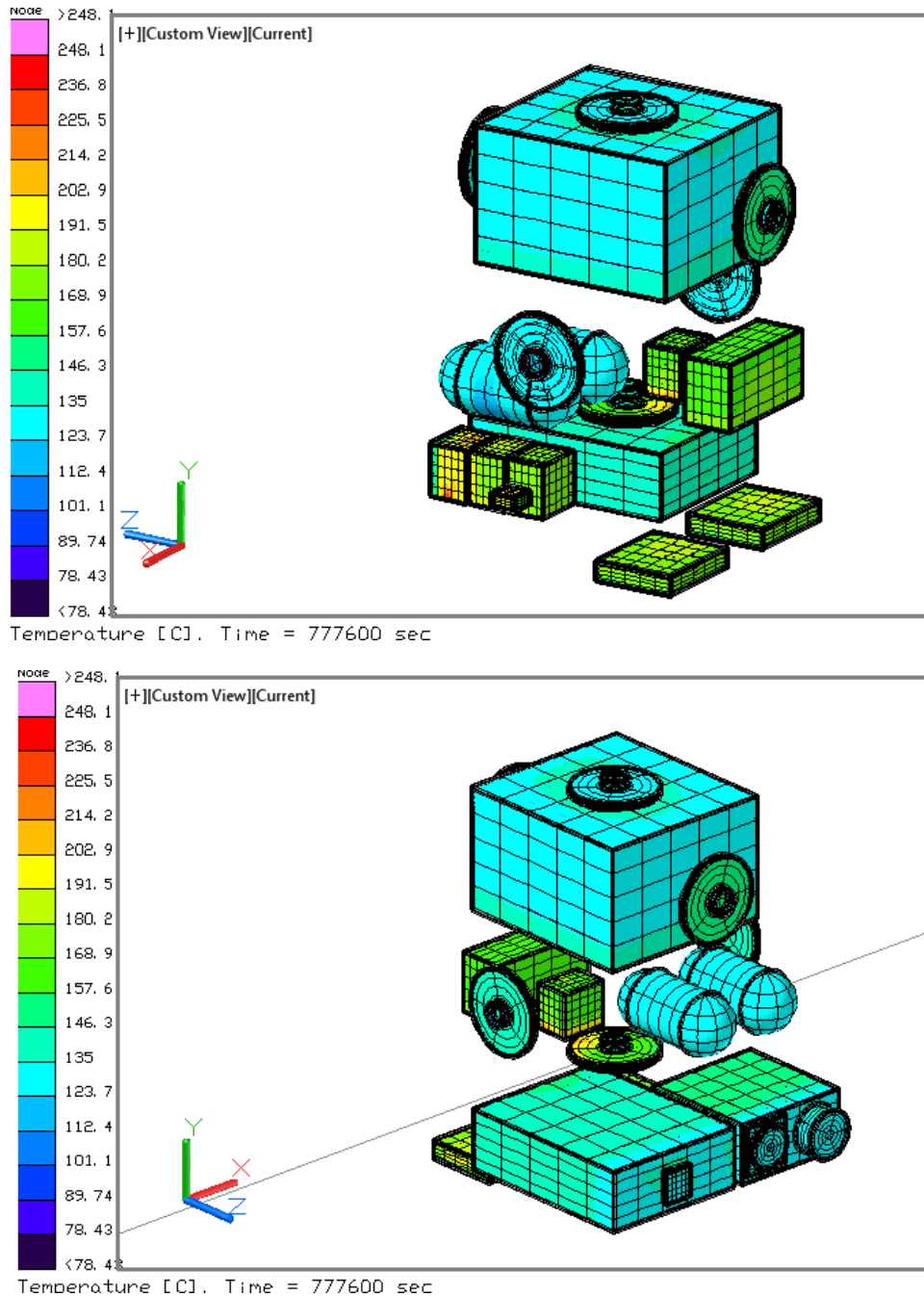


Figura 58. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, sin celdas, escenario C.

La distribución de temperaturas de los circuitos electrónicos se observa en la Figura 59, permaneciendo recurrente la temperatura elevada en el chip de la cámara obteniendo 348.43 [°C] y la temperatura mínima se encuentra en la caja interna de la cámara con 34.92 [°C].

A pesar de que las baterías, el sistema de control y distribución, el receptor, el transmisor y la computadora de abordo no se encuentran entre los valores máximos de temperatura, también son temperaturas críticas, ya que se encuentran por arriba de los 150 [°C] y 200 [°C], resultados que no cumplen con los requerimientos de cada componente para operar de manera adecuada de acuerdo a las hojas de especificaciones de cada uno de estos.

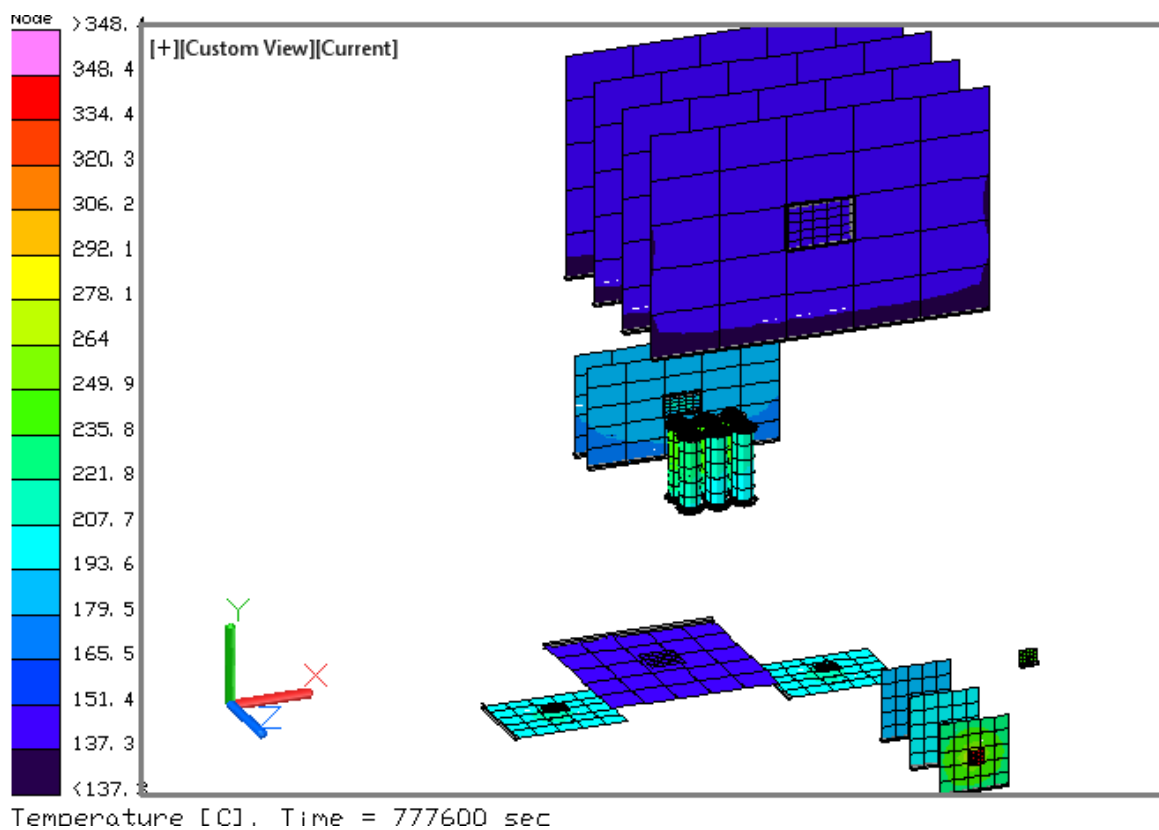


Figura 59. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, sin celdas, escenario C.

Las temperaturas obtenidas para este escenario de análisis son similares a las del escenario B variando de 1 a 2 [°C] por sistema, el límite superior de este escenario se tiene en el chip de la cámara con 348.43 [°C] y el límite inferior en la estructura interna de la cámara. Dicho rango de temperaturas por componente se observa en la Tabla 17.

Tabla 17. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima [°C]	Temperatura mínima [°C]
	ACDS tarjeta	199.04	177.04
	ACDS Caja	176.33	160.58
	ACDS chip	213.44	212.56
	Baterías	244.09	204.63
	Baterías Caja	217.7	163.13
CPU tarjeta	Tarjeta	141.19	137.3
	Cámara tarjeta	298.89	186.69
	Cámara caja	168.02	111.06
	Cámara caja in	248.1	34.92
	Cámara chip	348.43	200.36
CPU chip	Chip	141.71	140.9
	CPU caja	141.14	129.78
	Estructura	176.25	78.43
	MSI Tarjeta	148.58	144.76
	MSI caja	158.43	122.66
	MSI chip	150.59	150.55
	Rec tarjeta	217.21	201.38
	Rec caja	214.88	142.99
	Rec chip	240.57	240.38
	Tanque	129.41	122.72
	Trans tarjeta	217.24	201.22
	Trans. caja	203.92	144.69
	Trans chip	240.83	240.53
	R. de inercia	204.65	78.43

6.3.1.1.4. Escenario D: 40° de inclinación

La inclinación orbital de 40° con las condiciones externas más elevadas y la disipación máxima de los componentes del Quetzal, sin control térmico y sin celdas solares está dada en este escenario D, en donde la distribución de temperaturas es similar al escenario B, tomando un valor máximo en la estructura de 176.28 [°C] y uno mínimo en 78.19 [°C].

La proyección de luz solar es en tres caras al igual que los escenarios C y D y la variación del ángulo beta es de 60° a - 60°, alcanzando la cota superior en el solsticio de verano y la cota inferior en el solsticio de invierno. El porcentaje de acumulación solar es del 69% en donde el restante es de sombra a lo largo de la duración de la misión de Quetzal.

Las divisorias presentan temperaturas similares al caso anterior presentando el valor superior en la divisoria inferior de la misma manera que los tres escenarios anteriores, todo esto se puede observar en la Figura 60.

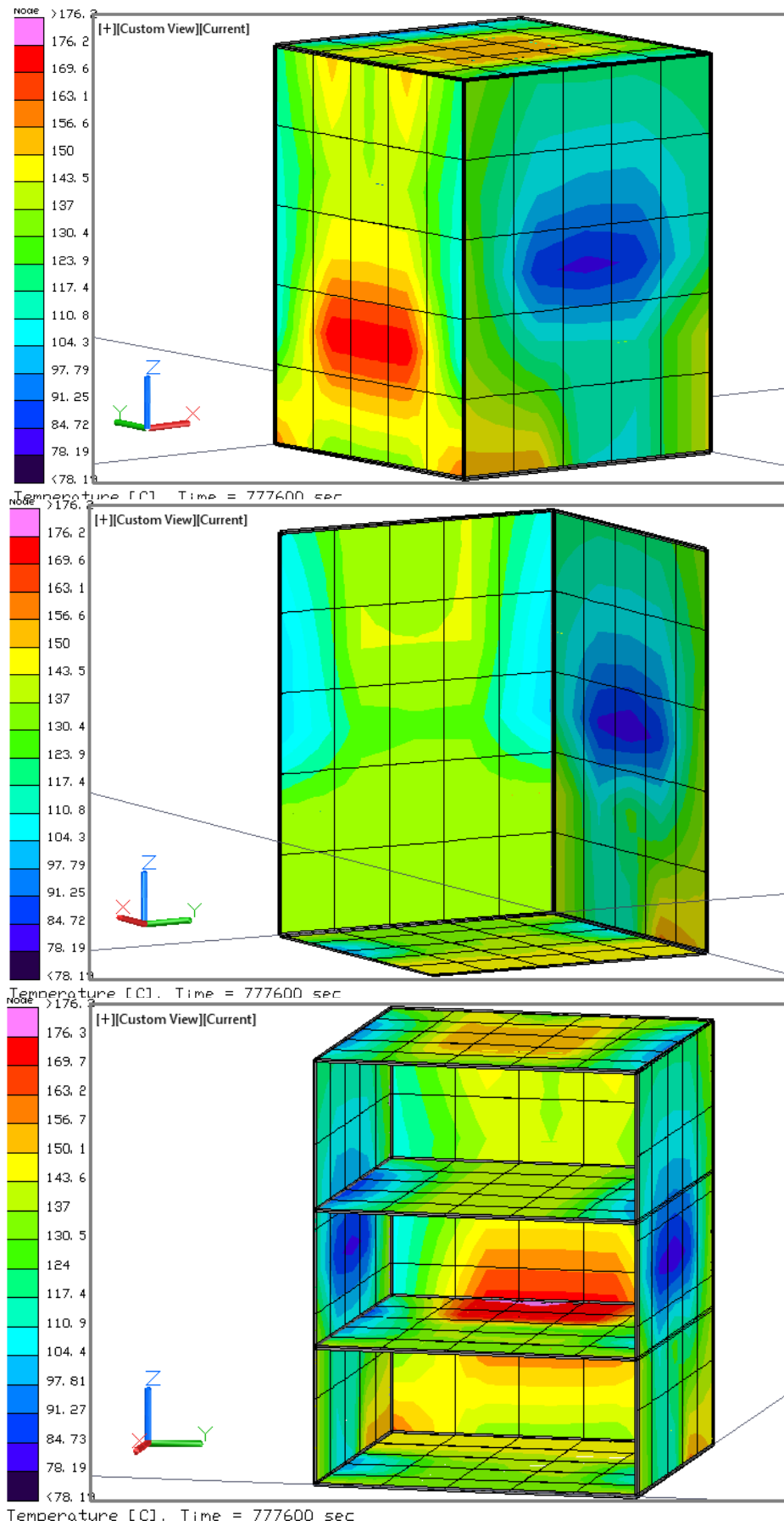


Figura 60. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, sin celdas, escenario D.

Como se ha ido observado a lo largo de este trabajo de investigación los resultados y cada una de las figuras se dividen en tres secciones, la primera es la estructura, la segunda las cajas de los componentes electrónicos y la tercera en la visualización de las tarjetas y chips de cada sistema, finalizando con un resumen de los rangos de temperatura listados en una tabla. La segunda sección de este escenario se hace visible en la Figura 61, presentando los datos de mayor temperatura en el compartimento interior de la cámara y en el de las baterías con 249.38 [°C] y 217.73 [°C].

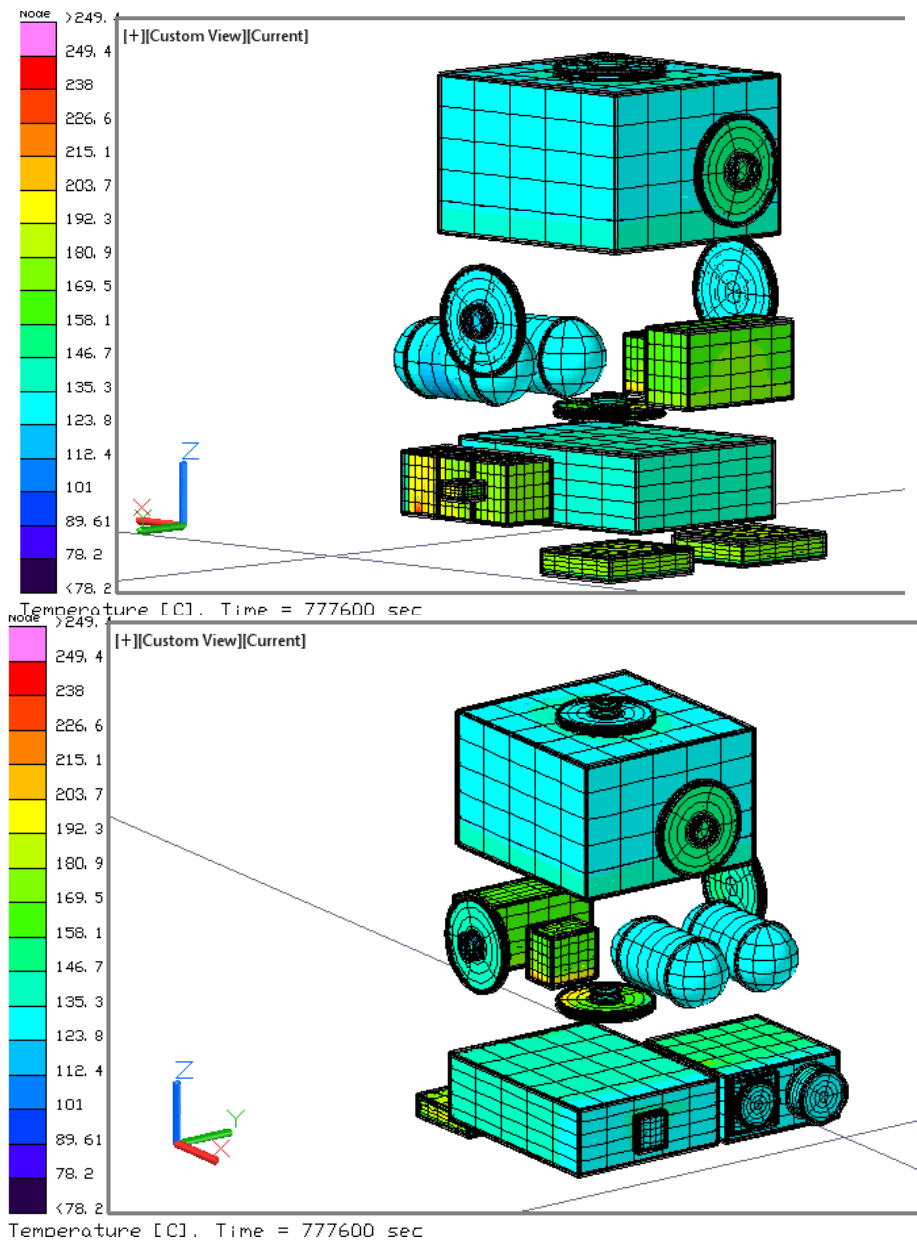


Figura 61. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, sin celdas, escenario D.

La tercera sección de gráficos en donde se perciben las tarjetas y los chips de los subsistemas, así como las baterías se encuentra en la Figura 62, presentando el mismo comportamiento que los dos escenarios anteriores.

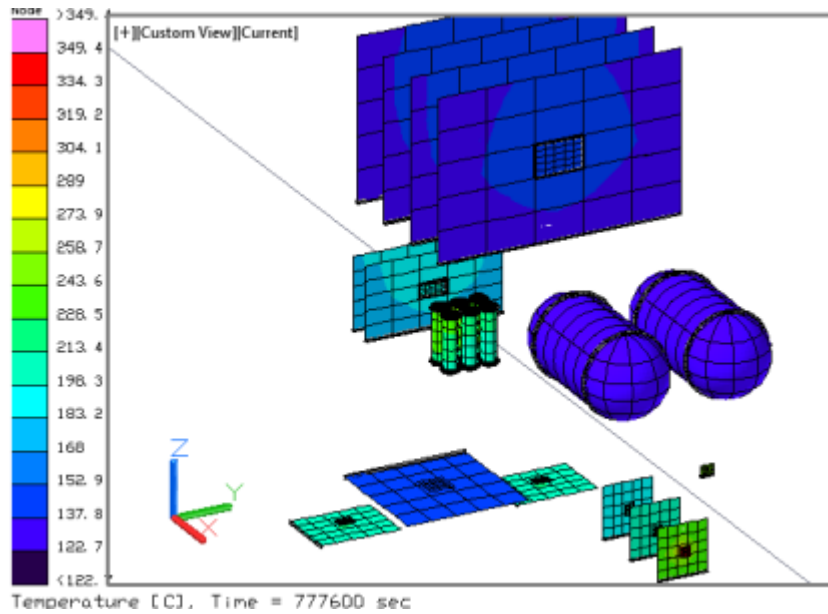


Figura 62. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, sin celdas, escenario D.

El rango de temperaturas se divide en la Tabla 18 con valores máximos y mínimos similares al escenario inmediato anterior.

Tabla 18. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente escenario D.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima [°C]	Temperatura mínima [°C]
	ACDS tarjeta	199.07	177.07
	ACDS Caja	176.36	160.72
	ACDS chip	213.48	212.54
	Baterías	244.1	204.59
	Baterías Caja	217.73	162.66
CPU tarjeta	Tarjeta	141.2	137.3
	Cámara tarjeta	300.06	188.03
	Cámara caja	168.28	112.29
	Cámara caja in	249.38	34.84
	Cámara chip	349.44	201.71
CPU chip	Chip	141.73	140.9
	CPU caja	141.14	129.85
	Estructura	176.28	78.19
	MSI Tarjeta	148.53	144.72
	MSI caja	158.8	122.5
	MSI chip	150.54	150.5
	Rec tarjeta	217.65	201.77
	Rec caja	215.66	143.2
	Rec chip	241.07	240.78
	Tanque	129.35	122.7
	Trans tarjeta	217.82	201.69
	Trans. caja	204.43	144.68
	Trans chip	241.48	241.15
	R. de inercia	204.61	78.2

El caso caliente sin celdas se analizó con el fin de determinar los escenarios críticos de temperatura máxima y mínima, en este caso se obtuvo un caso crítico en donde se determinó el límite superior que puede alcanzar la temperatura y este fue para el escenario A en donde la estructura, las ruedas de inercia, las cajas de la carga útil se encuentran a temperaturas mayores entre 60° y 90° que los últimos tres escenarios. El escenario A no presenta eclipses, en donde una cara siempre está iluminada por el sol lo cual explica porque la temperatura de la estructura es mayor a todos los demás escenarios.

Para los escenarios B, C y D, la temperatura de los componentes y de la estructura es similar, ya que la incidencia del sol es en tres caras del satélite, además de presentar eclipses.

El valor crítico recurrente para todos los escenarios de este caso se tiene en el chip de la cámara y en las baterías con 348 [°C] y 246 [°C] respectivamente, además en ningún escenario los subsistemas cumplieron con los requerimientos térmicos de operación y supervivencia.

6.3.1.2. Caso Caliente, con celdas:

En este caso se toman los parámetros descritos en la Tabla 13 además de agregarle los paneles solares con sus respectivas propiedades ópticas y físicas, el cuál es un caso más acercado a la realidad y al diseño inicial.

6.3.1.2.1. Escenario A: Beta 90

El mapa de temperaturas correspondiente a este escenario muestra una gran diferencia con respecto al caso en donde no se consideraron celdas, ya que la temperatura máxima tanto en el panel como en la estructura es de 96.67 [°C] disminuyendo significativamente 167.7 [°C], lo cual es debido a las características ópticas de los paneles en donde la emisividad es de 0.850 y absorptividad es de 0.850 y la del aluminio es de 0.8 y 0.379 respectivamente.

El punto más frío se encuentra en la esquina superior de la unión entre la cara opuesta a la Tierra y la cara este del satélite con una temperatura de -32.48 [°C]. Para este caso se presentan temperaturas menores a cero por lo que nos ayudara a determinar no sólo el caso caliente crítico sino también el caso frío más crítico.

Las divisorias también presentan temperaturas disminuidas pero sigue prevaleciendo que la temperatura de la divisoria inferior sea mayor a la superior como lo hace notar la Figura 63.

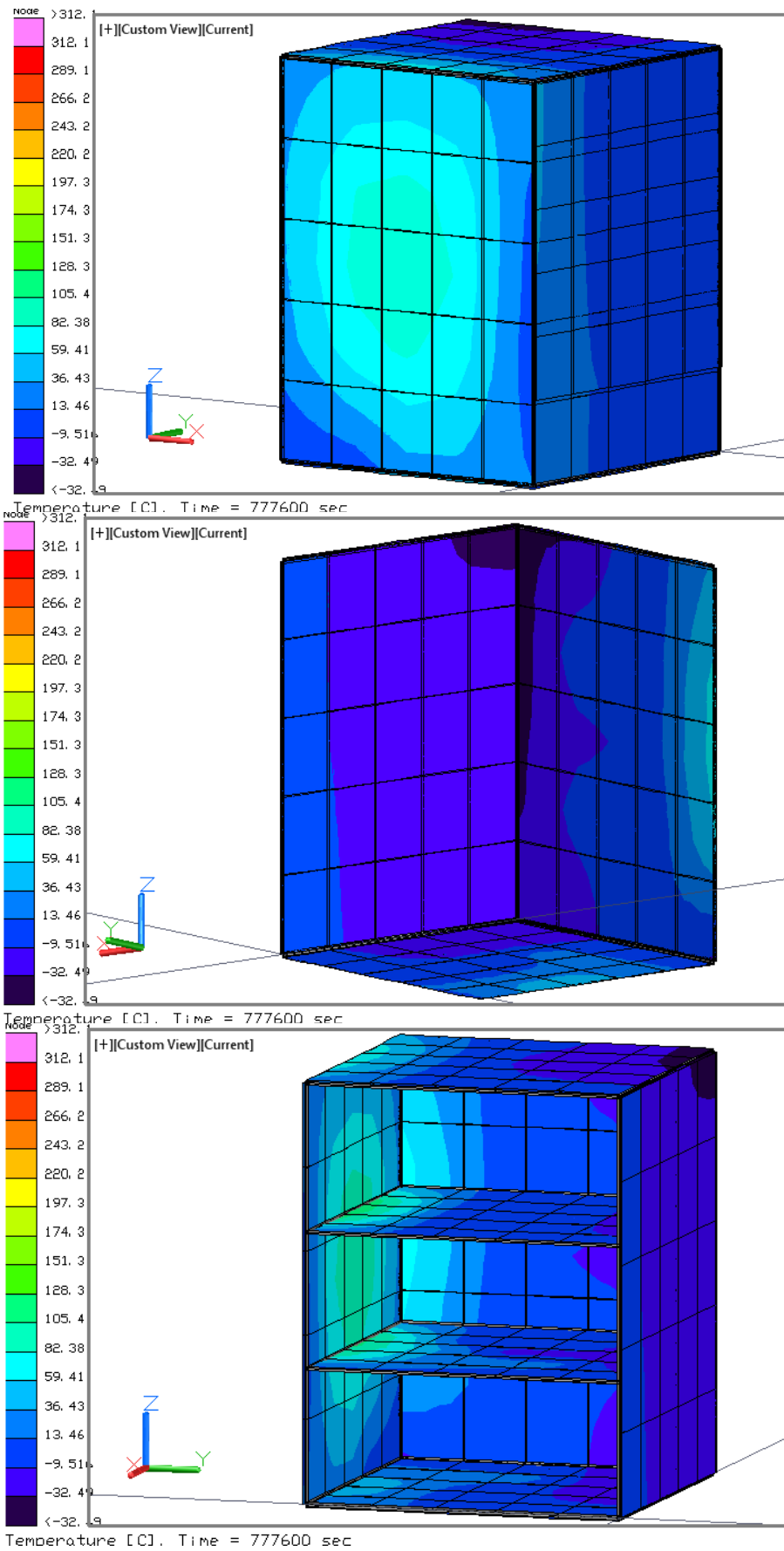


Figura 63. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con celdas, escenario A.

A pesar de que para este caso las temperaturas se ven disminuidas en comparación con el caso en el que no se consideran las celdas, se perciben las temperaturas similares para la cámara en ambos escenarios ya que en la sección donde se encuentra anclada la carga útil a la pared del satélite no tienen una sección de celda solar alcanzando para el presente escenario el valor de 224.34 [°C], sin embargo la caja de baterías de 163.44 [°C] si presentan una disminución de 28 [°C]. Los demás componentes también presentan temperaturas más bajas que el escenario caliente sin celdas, por lo que los paneles solares sirven como aislantes del ambiente térmico espacial como se comprueba en la Figura 64.

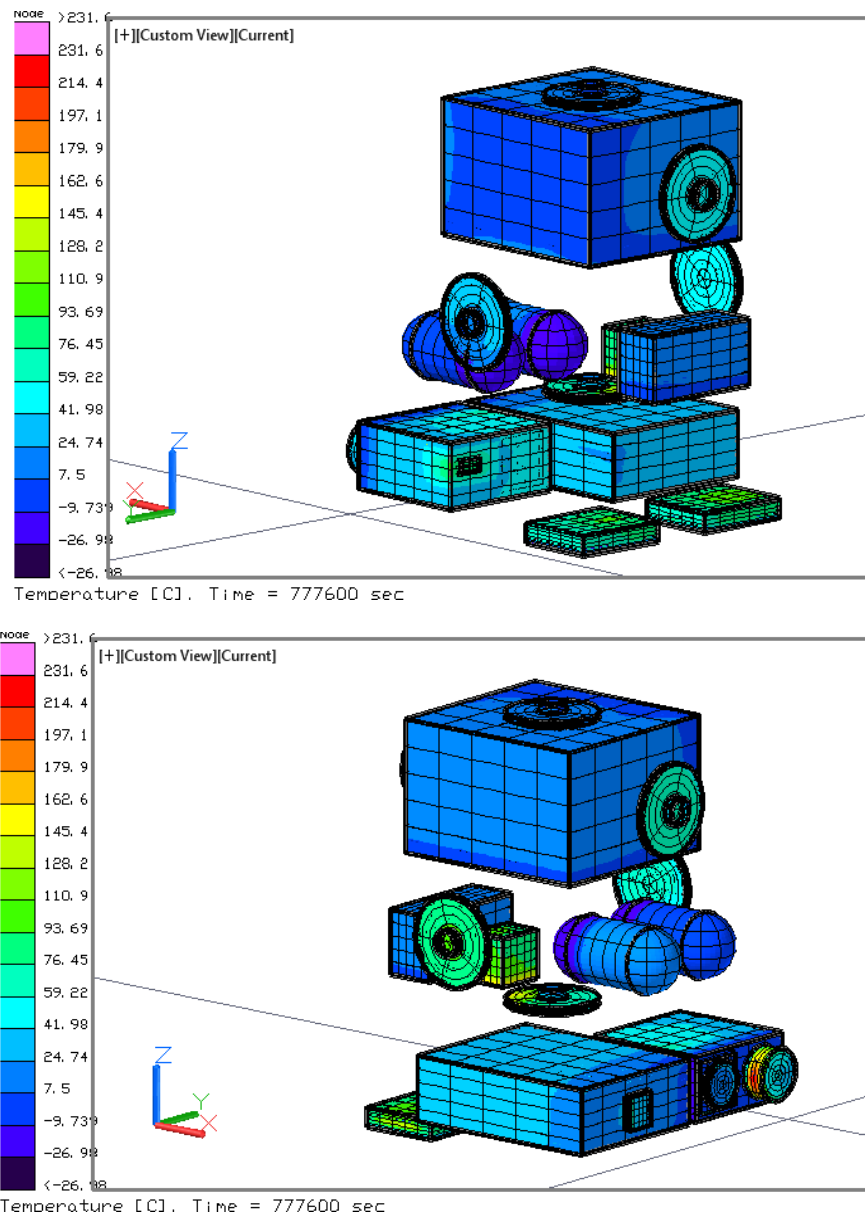


Figura 64. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con celdas, escenario A.

Los componentes críticos, es decir con mayor temperatura siguen siendo el chip de la cámara y las baterías como se tiene en la Figura 65. Sin embargo con el uso de las celdas solares cubriendo las caras del satélite, estas temperaturas disminuyeron 34 [°C] y 75 [°C] respectivamente, esto debido a que el material de las celdas disminuye la transferencia de calor hacia el interior del satélite.

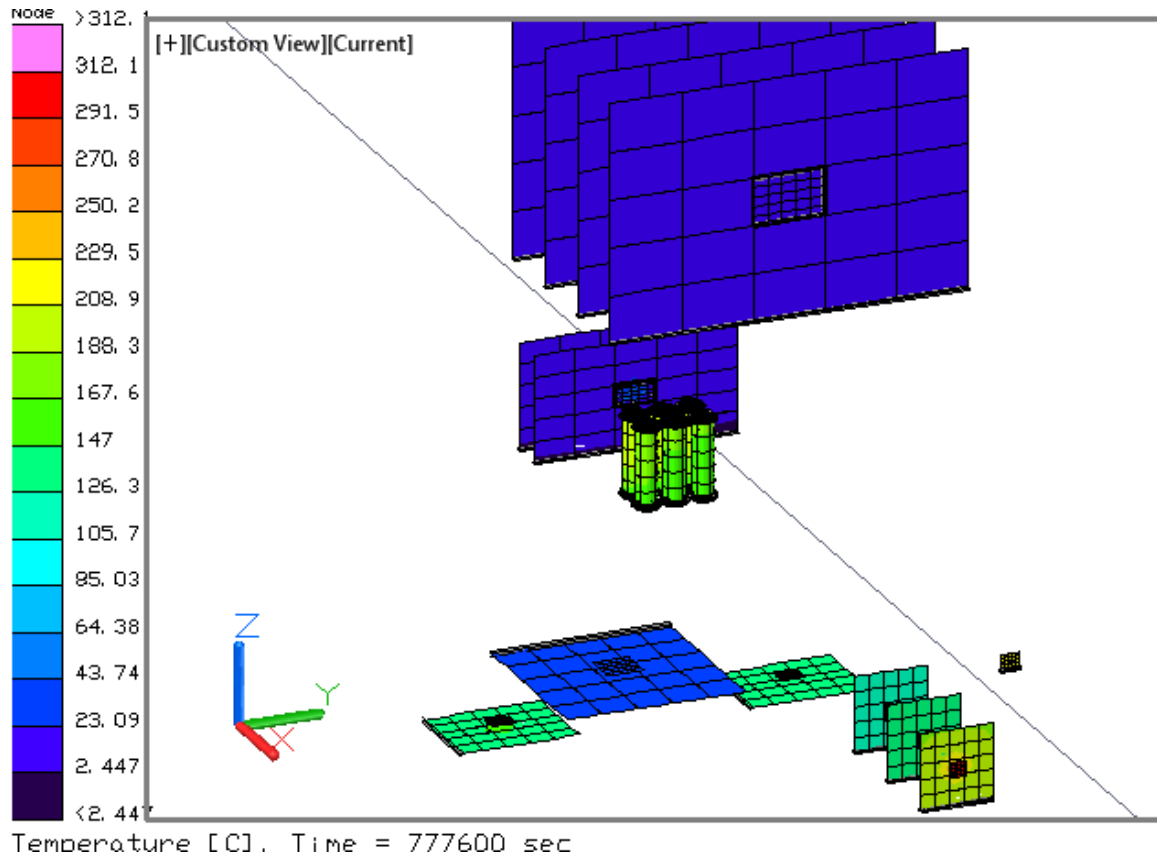


Figura 65. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con celdas, escenario A.

De la Tabla 19 se puede decir que la temperatura mayor (312.12 [°C]) se encuentra en el chip de la cámara y la mínima (-32.18 [°C]) en la estructura satelital, además se muestra que ninguno de los componentes se encuentran dentro del rango térmico de operación y supervivencia por lo que es necesario que se diseñe un sistema de control térmico que permita que funcionen de manera adecuada.

Tabla 19. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con celdas escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	28.78	2.45
	ACDS Caja	22.3	1.14
	ACDS chip	44.61	44.26
	Baterías	199.89	147.53
	Baterías Caja	163.44	84.09
CPU tarjeta	Tarjeta	13.51	6.59
	Cámara tarjeta	261.2	116.16
	Cámara caja	224.35	4.18
	Cámara caja in	211.46	6.45
	Cámara chip	312.12	131.12
CPU chip	Chip	14.08	13.51
	CPU caja	33.29	1.13
	Estructura	96.67	-32.48
	MSI Tarjeta	41.36	37.31
	MSI caja	231.6	7.04
	MSI chip	43.49	43.46
	Panel	96.67	-32.49
	Rec tarjeta	153.82	137.25
	Rec caja	149.05	8.3
	Rec chip	178.24	178.01
	Tanque	14.55	-21.02
	Trans tarjeta	144.49	127.69
	Trans. caja	130.33	-19.17
	Trans chip	169.22	168.98
	R. de inercia	147.55	-26.98

6.3.1.2.2. Escenario B: Beta 0

Para este escenario los gradientes de temperatura en la estructura decrecieron con respecto al escenario A de este caso 70.42 [°C] y con respecto a todos los escenarios del caso anterior alrededor de 173 [°C], presentando un rango de 26.25 [°C] el punto máximo en la cara con proyección al Sol y -5.8 [°C] el punto mínimo en las caras laterales del satélite. (Figura 66).

La divisoria de 2 a 3 tiene un rango desde los 24.12 [°C] hasta los -5.8 [°C] y la divisoria superior desde 15.57 [°C] a -5.8 [°C], en donde para la primera se debería considerar proponer una nueva distribución de los componentes para que la radiación entre la estructura del sistema de distribución y control y la estructura de las baterías no aumente la temperatura debido a la disipación de cada uno de los circuitos electrónicos contenidos en su interior.

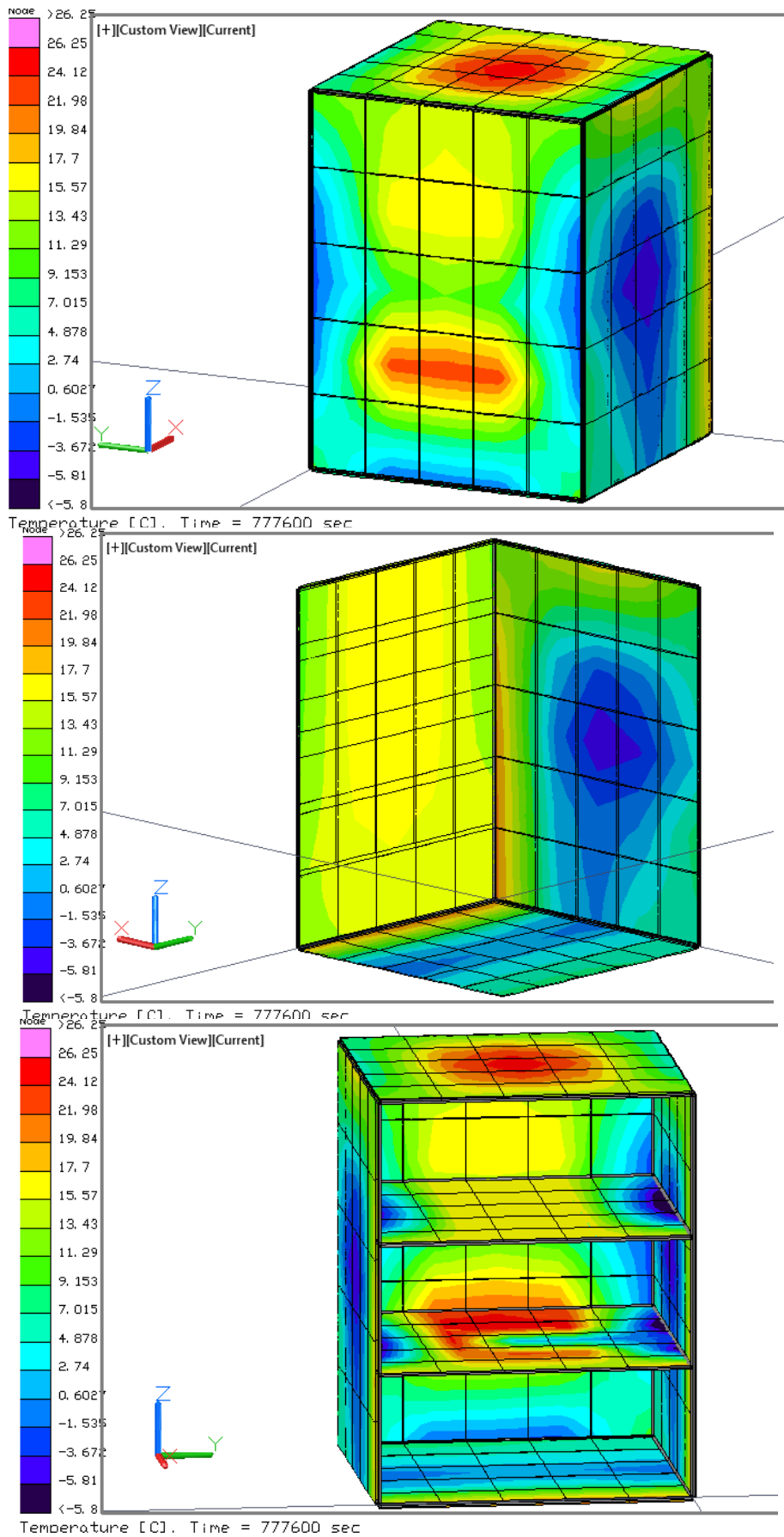


Figura 66. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con celdas, escenario B.

En la Figura 67 el contenedor de las baterías y el contenedor interno de la cámara tiene las cotas más altas de 213.52 [°C] y 161.36 [°C] respectivamente cuyo comportamiento es semejante a todos los escenarios analizados con anterioridad, después de estos se encuentran el receptor y el transmisor con 146.16 [°C] y 136.16 [°C], que también rebasan las temperaturas límite a las cuales operan normalmente. Los volantes de inercia se encuentran entre los rangos de temperatura de 145.85 [°C] y -5.8, en donde el que presenta mayor temperatura es el que está ubicado debajo de la divisoria 23 y de la caja de las baterías.

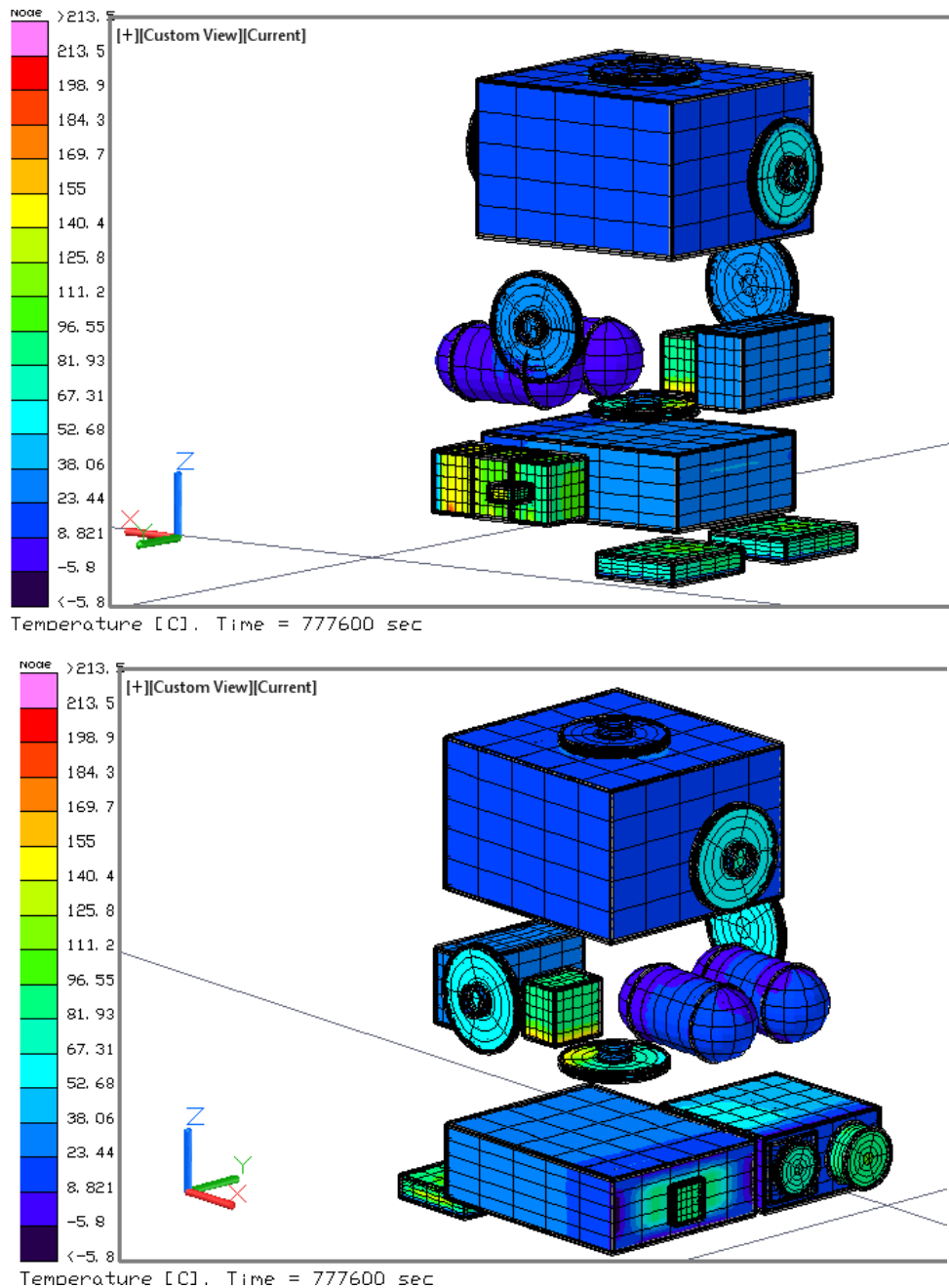


Figura 67. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con celdas, escenario B.

Determinar las temperaturas de los circuitos es de gran relevancia con el fin de que la misión sea exitosa y todo los subsistemas funcionen en sincronía, por eso se tiene la Figura 68 en donde el chip de la cámara con 314.65 [°C] y las baterías con 198.21 [°C] son los puntos máximos y la temperatura mínima se muestra en las tarjetas de la computadora de abordo con 17.2 [°C].

Para todos los componentes el límite superior de la temperatura de operación esta sobrepasado debido a que el rango de operación es de -20 [°C] a 60 [°C].

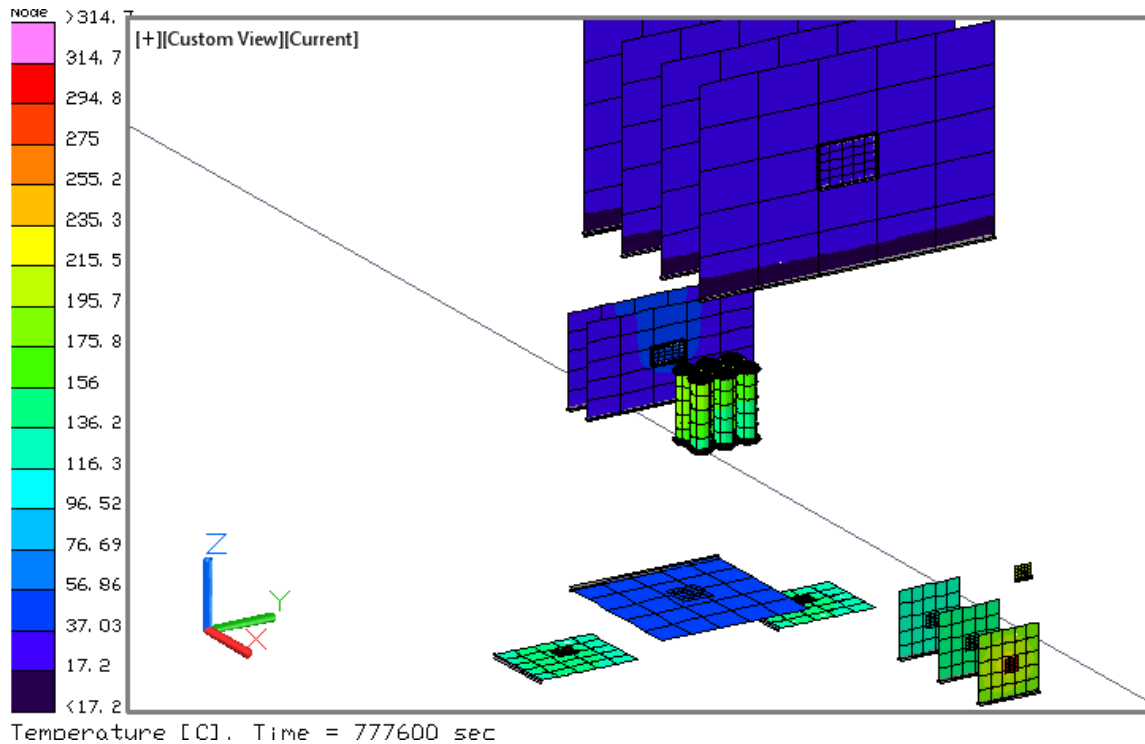


Figura 68. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con celdas, escenario B.

La Tabla 20 sirve de apoyo a las figuras anteriores ya que muestra el rango de temperaturas por componente en donde el valor máximo es de 314.65 [°C] y se encuentra en el chip de la cámara y el valor mínimo de - 5.8 [°C] se presenta en el panel, la estructura y una rueda de inercia.

El modelo geométrico fue dividido por componente y cada componente esta subdividido por su contenedor, las tarjetas electrónicas y los chips, en donde de la misma manera se encuentran clasificados en la Tabla 20, para determinar en qué parte del componente específicamente se debe generar un plan de acción para disipar la temperatura.

Tabla 20. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con celdas escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	50.76	25.12
	ACDS Caja	34.47	23.34
	ACDS chip	66.48	66.02
	Baterías	198.21	145.83
	Baterías Caja	161.36	82.15
CPU tarjeta	Tarjeta	23.32	17.2
	Cámara tarjeta	263.59	119.14
	Cámara caja	102.39	14.45
	Cámara caja in	213.52	15.2
	Cámara chip	314.65	134.04
CPU chip	Chip	23.89	23.04
	CPU caja	38.91	13.83
	Estructura	26.25	-5.8
	MSI Tarjeta	42.22	38.17
	MSI caja	127.34	13.27
	MSI chip	44.34	44.32
	Panel	26.19	-5.81
	Rec tarjeta	150.21	133.64
	Rec caja	146.16	3.83
	Rec chip	174.71	174.51
	Tanque	14.54	-0.83
	Trans tarjeta	150.25	133.42
	Trans. caja	136.16	3.97
	Trans chip	174.94	174.64
	R. de inercia	145.85	-5.8

6.3.1.2.3. Escenario C: 105° de inclinación

Las temperaturas de la estructura y las celdas fotovoltaicas, para este escenario, son similares al caso anterior con un rango de 27.21 [°C] y -6.07 [°C], la temperatura más alta se observa en la cara hacia el Sol a la altura de la divisoria 23 y en la cara de avance del satélite, a su vez la temperatura mínima se distribuye en las caras este, oeste y de retroceso del satélite. En la cara hacia la Tierra la temperatura no varía mucho en comparación con las demás caras y se encuentra entre los 16.11 [°C] y los 9.46 [°C].

Las temperaturas de la Figura 69 se encuentran dentro de los límites de operación de los paneles solares y la estructura.

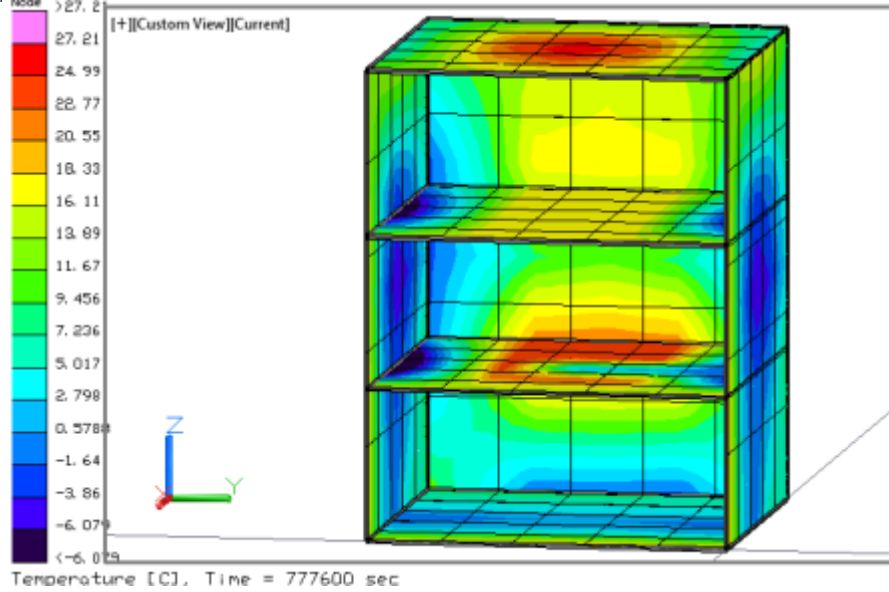
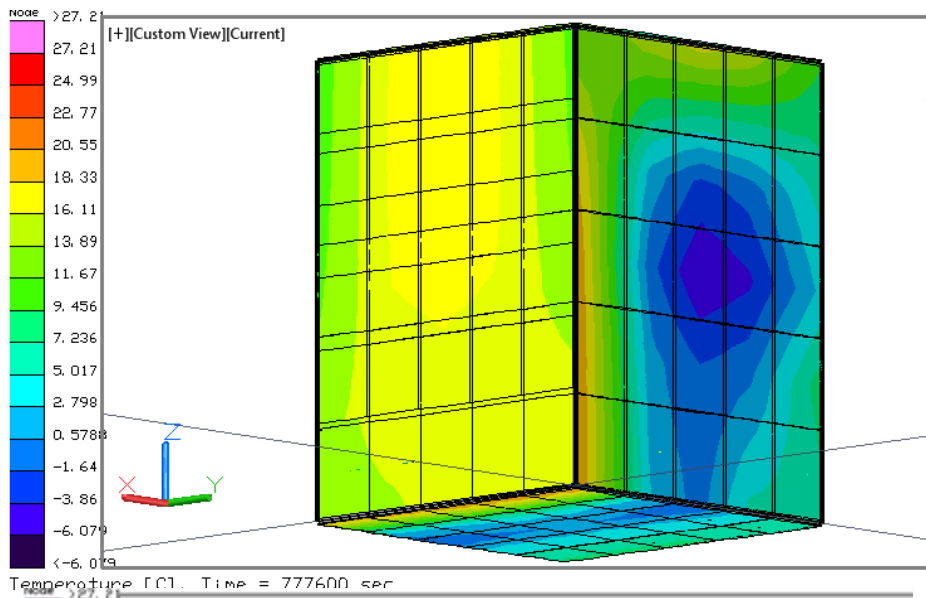
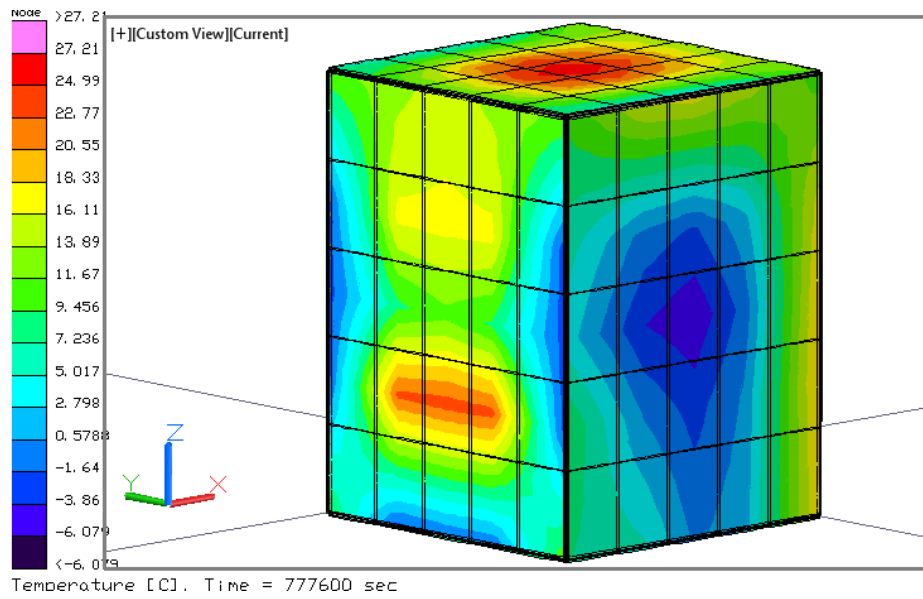


Figura 69. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con celdas, escenario C.

De los contenedores de cada uno de los circuitos eléctricos de la Figura 70 los que presentan valores máximos en la distribución térmica son el de las la cámara, baterías, el espectrómetro, el receptor y el transmisor con 212.4 [°C], 161.52 [°C], 121.47 [°C], 146.87 [°C] y 136.32 [°C] respectivamente, a su vez los contenedores con valores mínimos son el receptor y transmisor con 3.83 [°C] y 3.97 [°C].

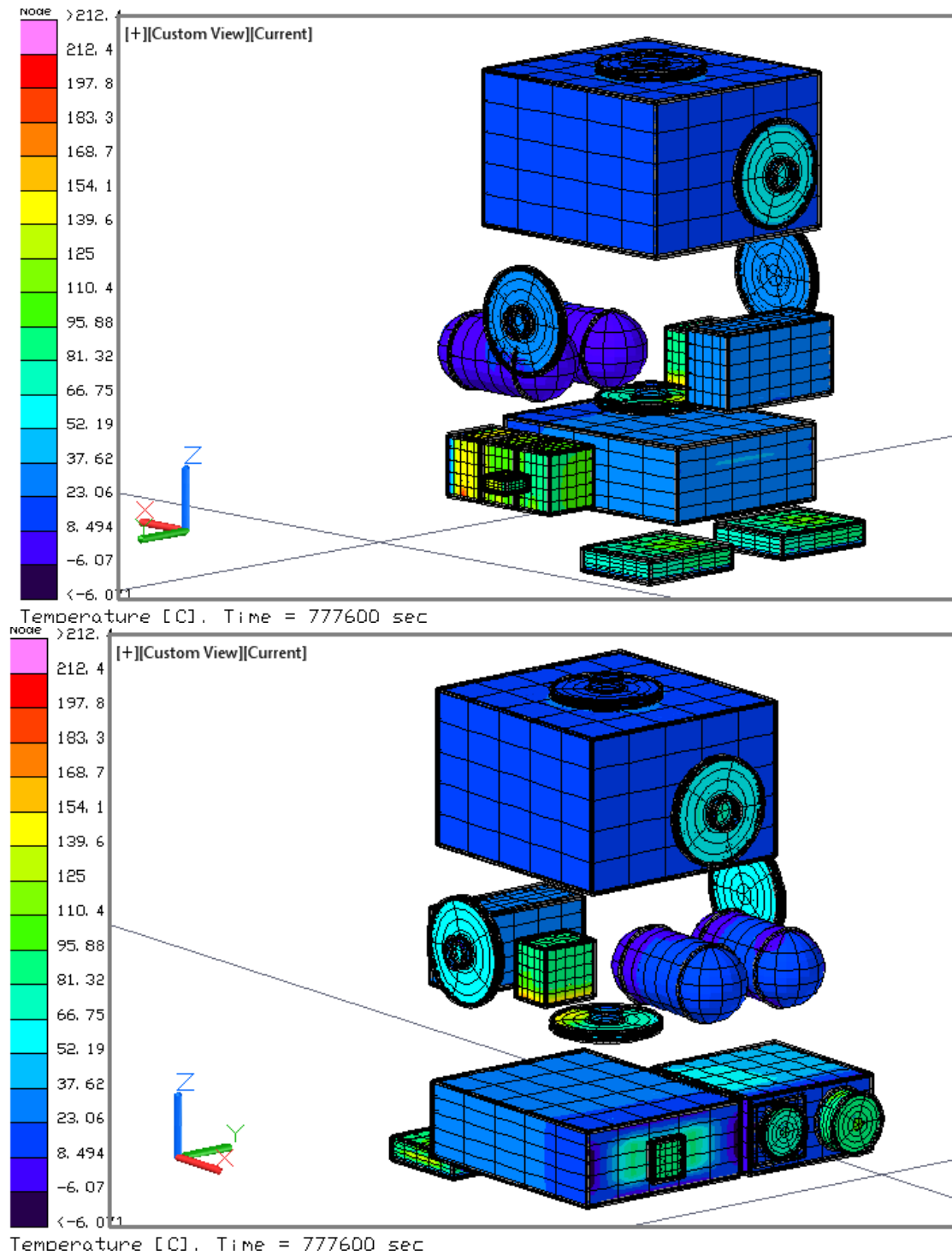


Figura 70. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con celdas, escenario C.

Como se muestra en la Figura 71 los dispositivos con mayor temperatura son el chip 314.52 [°C] y la tarjeta de la cámara 263.53 [°C], el chip 175.1 [°C] y la tarjeta del transmisor 150.43 [°C] y el chip del receptor 175.53 [°C], que no cumplen con las especificaciones para operar correctamente.

Estos componentes con mayor valor en su temperatura no cumplen con los límites de operación ya que estos tienen un rango de -20 [°C] a 60 [°C], y deben ser considerados como los primeros dispositivos para el análisis y propuesta para el sistema de control térmico, de la misma manera, los segundos dispositivos que se encuentran por arriba de los límites de operación son las baterías con 198.71 [°C] y el sistema de control y distribución con 66.66 [°C] en el chip de la tarjeta.

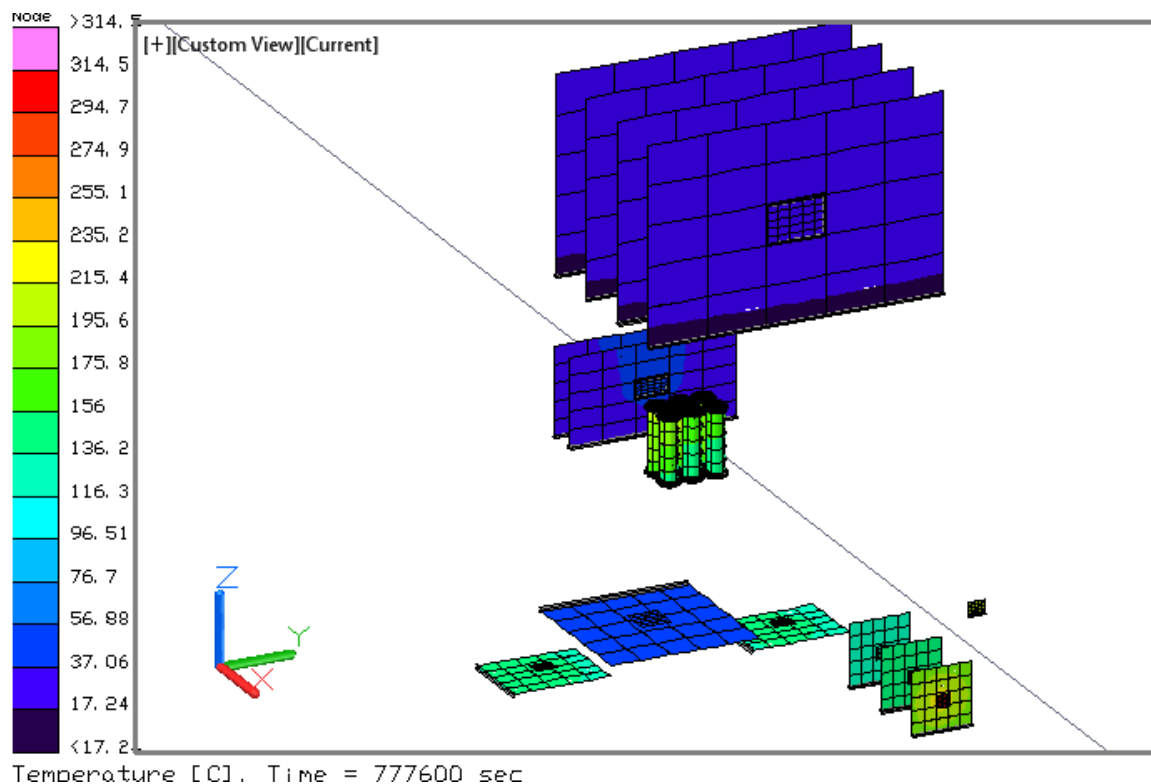


Figura 71. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con celdas, escenario C.

De la Tabla 21 el valor máximo se encuentra en el chip de la cámara con 314.52 [°C] y el valor mínimo se tiene en la estructura y el panel solar y es de -6.08 [°C]; además se puede apreciar que siguen ciertos componentes si cumplir con los límites permisibles.

Tabla 21. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con celdas escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	50.94	25.31
	ACDS Caja	34.23	23.23
	ACDS chip	66.66	66.21
	Baterías	198.71	145.98
	Baterías Caja	161.52	81.68
CPU tarjeta	Tarjeta	23.35	17.24
	Cámara tarjeta	263.53	119.24
	Cámara caja	101.32	14.47
	Cámara caja in	212.4	15.24
	Cámara chip	314.52	134.14
CPU chip	Chip	23.93	23.08
	CPU caja	38.84	13.81
	Estructura	27.21	-6.07
	MSI Tarjeta	42.06	38.01
	MSI caja	121.47	13.32
	MSI chip	44.18	44.15
	Panel	27.14	-6.08
	Rec tarjeta	151.02	134.47
	Rec caja	146.87	3.8
	Rec chip	175.53	175.29
	Tanque	14.26	-1.38
	Trans tarjeta	150.43	133.59
	Trans. caja	136.32	3.8
	Trans chip	175.1	174.8
	R. de inercia	146	-6.07

6.3.1.2.4. Escenario D: 40° de inclinación

Este escenario varia con respecto al anterior en un promedio de 0.2 [°C] presentando los mismos picos máximos y mínimos, en su estructura, habitáculos y circuitos electrónicos.

Para la estructura y divisorias véase la Figura 72, para los contenedores la Figura 73, para los componentes electrónicos la Figura 74 y para el rango de temperaturas

Tabla 22.

Los únicos componentes que se encuentran dentro del rango de temperaturas operacional son la tarjeta de 23.39 a 17.28 [°C] y chip del CPU de 23.97 A 23.12 [°C], la estructura y los paneles solares de 27.1 a -5.73 [°C] y los tanques de 14.59 a -1.03 [°C].

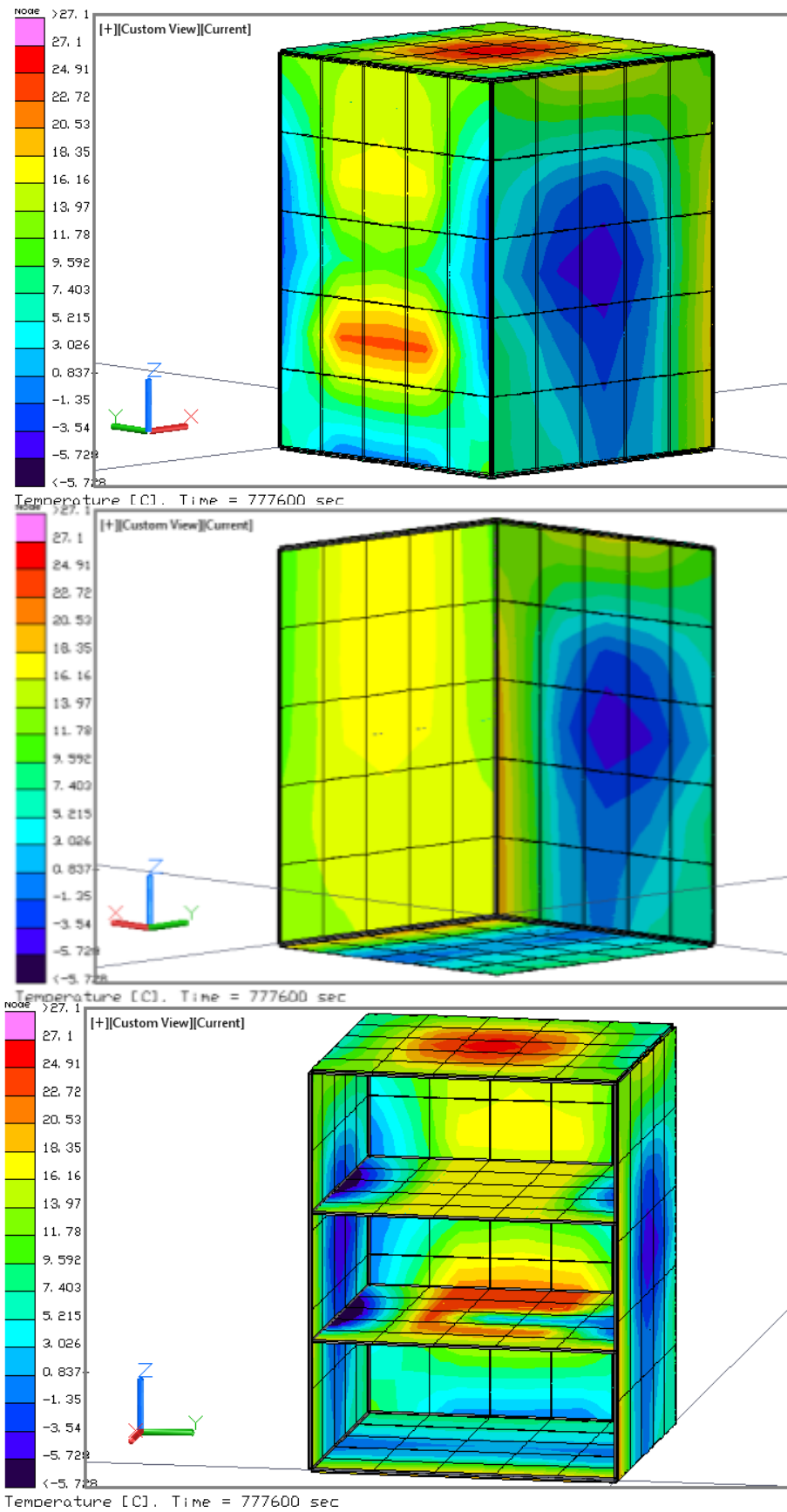


Figura 72. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con celdas, escenario D.

La Figura 73 presenta la distribución de temperatura de las cajas contenedoras de los dispositivos eléctricos, apreciándose el código de colores del lado izquierdo en orden decreciente, donde el color rosa es la temperatura más elevada y el azul oscuro la temperatura mínima obtenida, para el caso caliente con 40 ° de inclinación.

Los contenedores de la cámara y el de las baterías se encuentran con temperaturas de 101.4 [°C] y 161.51 [°C] respectivamente, seguido de las cajas del transmisor con valor de 136.47 [°C] y receptor 146.52 [°C].

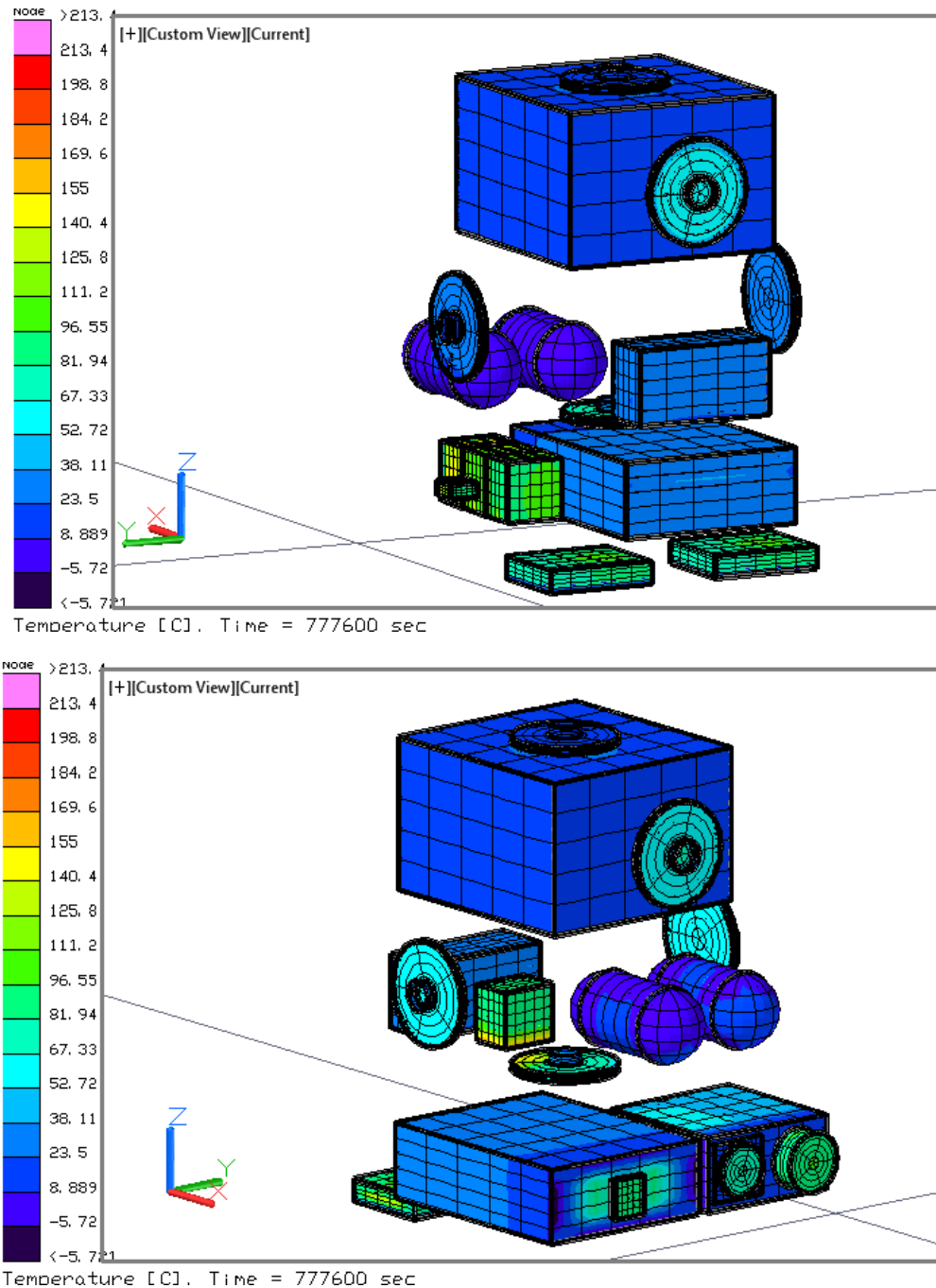


Figura 73. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con celdas, escenario D.

La distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para este caso se puede observar en la Figura 74, en donde el componente más crítico es el chip de la cámara con temperatura de 315.12 [°C], comportamiento que se ha ido presentando en todos los casos anteriores.

En este escenario el único componente que cumple con los requerimientos térmicos de operación es la computadora de abordo con 17.29 [°C], valor que descendió desde los 122.7 [°C] con el uso de celdas solares.

Cabe destacar que en el Caso 1, todavía no se está considerando la potencia que las celdas almacenan para generar electricidad proveniente del Sol. Esto con el fin de identificar las temperaturas máximas que el satélite puede alcanzar y la diferencia en su comportamiento al considerar la potencia almacenada. Los valores presentados se deben sólo al comportamiento de las propiedades del material en los paneles solares.

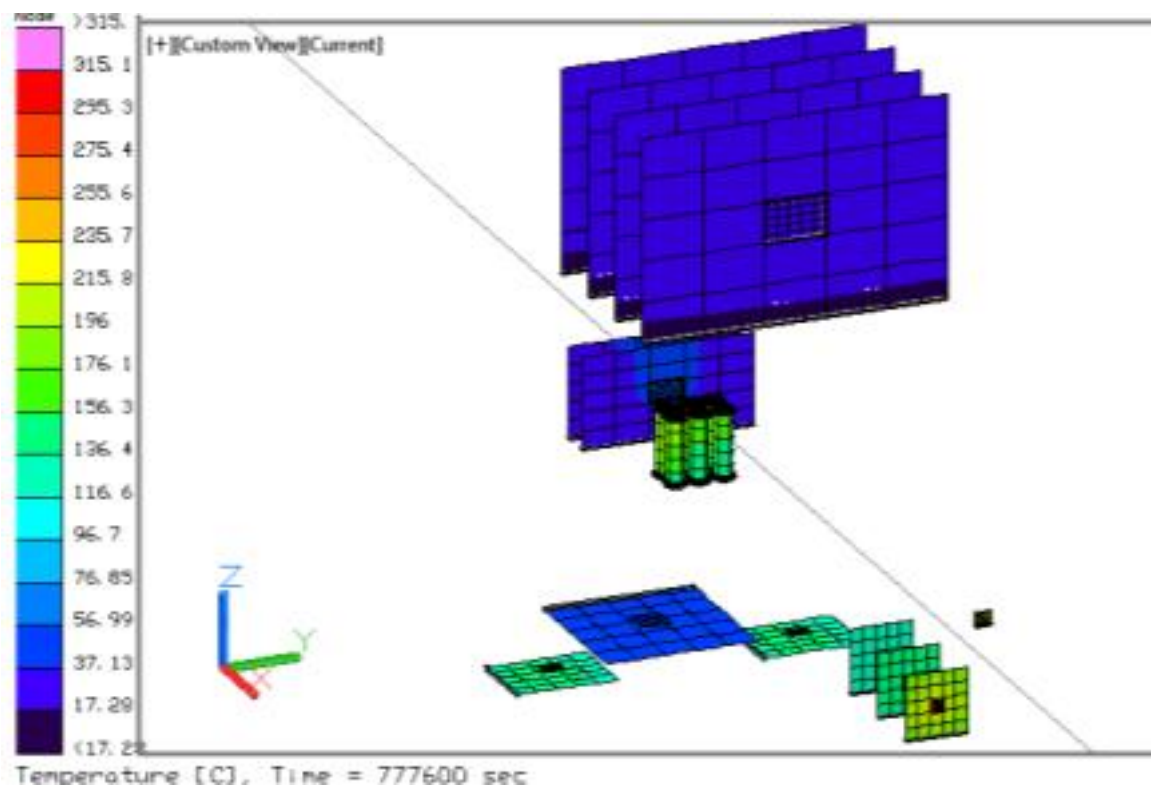


Figura 74. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con celdas, escenario D.

Los valores de temperaturas máximos y mínimos por componente se observan en la Tabla 22, la cual sirve de apoyo a las figuras anteriores. Los valores de temperatura críticos como ya se mencionó, son los de la cámara, el transmisor, el receptor y las baterías.

Tabla 22. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con celdas, escenario D.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	50.79	25.15
	ACDS Caja	33.86	23.32
	ACDS chip	66.51	66.06
	Baterías	198.87	145.96
	Baterías Caja	161.51	82.01
CPU tarjeta	Tarjeta	23.39	17.28
	Cámara tarjeta	263.87	119.36
	Cámara caja	101.4	14.54
	Cámara caja in	213.43	15.29
	Cámara chip	315.12	134.24
CPU chip	Chip	23.97	23.12
	CPU caja	38.84	13.91
	Estructura	27.1	-5.72
	MSI Tarjeta	42.07	38.03
	MSI caja	126.23	13.3
	MSI chip	44.19	44.16
	Panel	27.03	-5.73
	Rec tarjeta	150.53	133.93
	Rec caja	146.52	4.33
	Rec chip	175.02	174.81
	Tanque	14.59	-1.03
	Trans tarjeta	150.52	133.72
	Trans. caja	136.47	4.03
	Trans chip	175.21	174.9
	R. de inercia	145.98	-5.72

Resumiendo en el caso caliente con celdas la temperatura disminuyó para todos los componentes y la estructura en un promedio de 80 [°C] con respecto al caso caliente sin celdas y sin control térmico, esto a excepción de la cámara en donde las temperaturas fueron semejantes.

Las temperaturas de cada uno de los subsistemas para los diferentes escenarios fueron similares, a diferencia de la estructura para el escenario A, la cual alcanza una temperatura de 70[°C] mayor y una temperatura de 39 [°C] menor que la de los demás escenarios, de la misma manera el espectrómetro tiene un límite superior 105[°C] mayor, considerándose este el escenario más extremo en ambos límites (máximo y mínimo) para este caso.

En los escenarios B, C y D los componentes que si cumplen con las especificaciones térmicas de operación son la tarjeta de 23.39 a 17.28 [°C] y chip del CPU de 23.97 a 23.12 [°C], la estructura y los paneles solares de 27.1 a -5.73 [°C] y los tanques de 14.59 a -1.03 [°C].

De la misma manera que para el caso caliente con o sin celdas, para el caso frío se analizarán los escenarios A, B, C y D para determinar el comportamiento del satélite al variar su inclinación orbital, su orientación con respecto al Sol y la influencia de los paneles solares, para poder de esta manera realizar una comparación con el caso caliente.

En este último caso se observó que algunos de los componentes internos aumentaron su temperatura debido al ángulo de incidencia solar sobre el satélite como es el caso de las órbitas con beta igual a cero, 105° y 40° de inclinación. Ya que como se observó en las figuras del Caso 1, los rayos del sol inciden sobre tres caras del satélite y para el escenario donde beta es igual a 90 solo incide perpendicularmente en una de las caras.

De la misma manera se observará como influye en la temperatura la disipación de calor debida a los dispositivos eléctricos ya que al eliminar esta disipación para el caso frío, nos permitirá analizar la distribución de calor debida sólo a los agentes térmicos externos sobre el satélite.

6.3.1.3. Caso Frío, sin celdas:

El caso frío considera que los componentes no disipan energía térmica y además toma los valores de flujo solar, radiación infrarroja de la Tierra y coeficiente de albedo mínimos, tomando las propiedades ópticas del Aluminio 6061 T6 y no se consideran los paneles solares cubriendo las caras del satélite.

6.3.1.3.1. Escenario A: Beta 90

La estructura del satélite está expuesta a una temperatura máxima de $248.1 [^\circ\text{C}]$ y una temperatura mínima de $18.56 [^\circ\text{C}]$ como se ve en la Figura 75.

Al comparar los picos máximos y mínimos del caso frío sin celdas y el caso caliente sin celdas para el escenario A la temperatura de la estructura disminuye en el máximo $16.27 [^\circ\text{C}]$ y en el mínimo $21.14 [^\circ\text{C}]$. Lo cual nos permite observar la influencia del ambiente térmico espacial sobre nuestro satélite, al variar las estaciones del año ya que para este caso se utilizaron los valores mínimos (solsticio de invierno) de albedo, incidencia solar y de infrarrojo de la Tierra.

También nos permite saber que la influencia de potencia disipada por los componentes internos en la temperatura del satélite, es mínima en comparación con la potencia debida al ambiente espacial externo, es decir, que el factor más importante y significativo en el aumento y disminución de la temperatura del satélite se debe al ambiente térmico espacial.

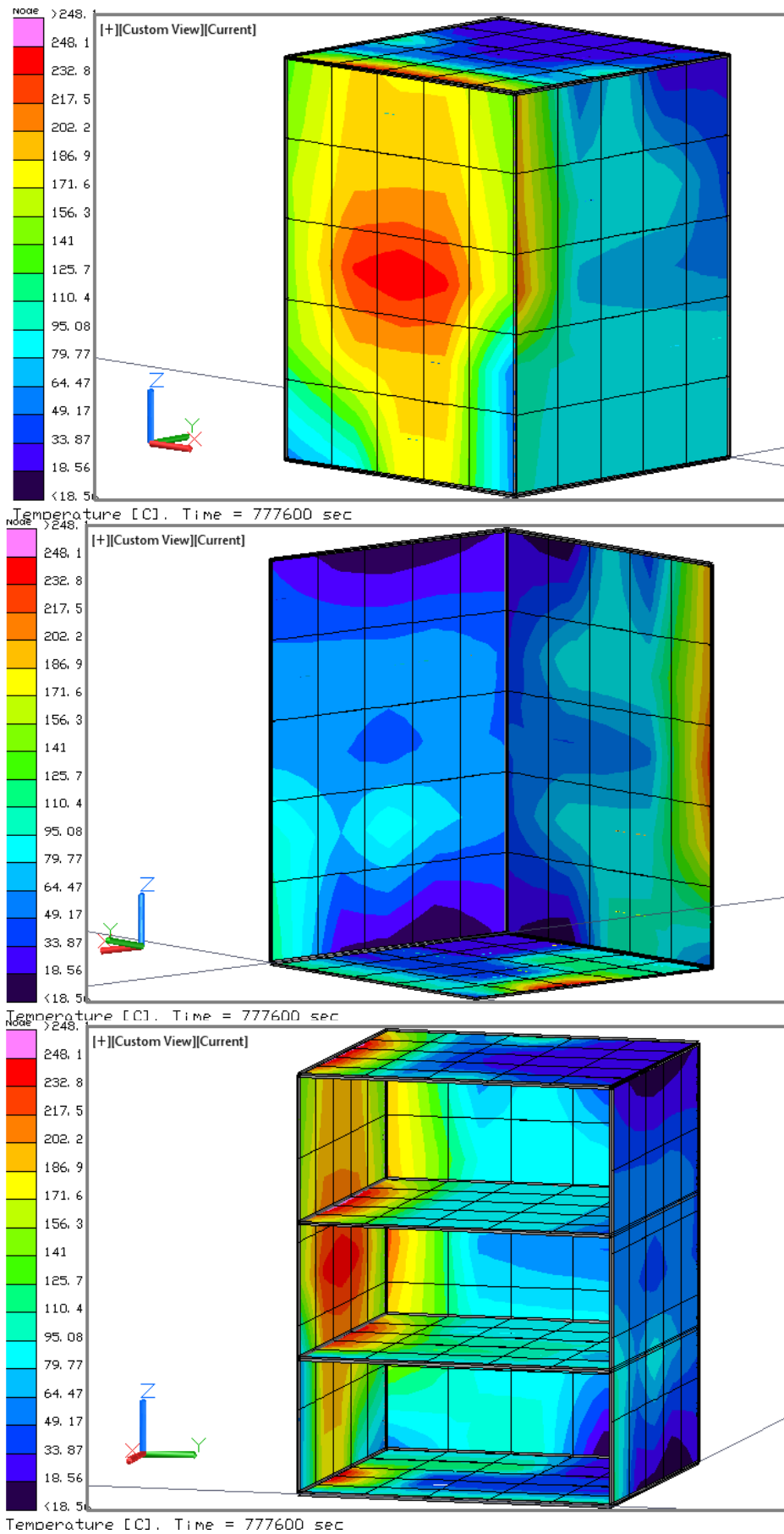


Figura 75. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, sin celdas, escenario A.

Debido a que los componentes no presentan disipación los gradientes de temperatura son dependientes únicamente de los cambios que se presentan en la estructura, donde la temperatura máxima de 248.09 [°C] la presenta el volante de inercia correspondiente a la cara hacia el Sol y la temperatura mínima se encuentra en el contenedor del transmisor a 19.98 [°C] como se exhibe en la Figura 76. Este caso nos permite observar que parte del calentamiento del habitáculo de la cámara se debe a el contacto que tiene la cara estructural con este donde la temperatura es de 222.89 [°C] difiriendo del caso caliente en unos 16.27 [°C].

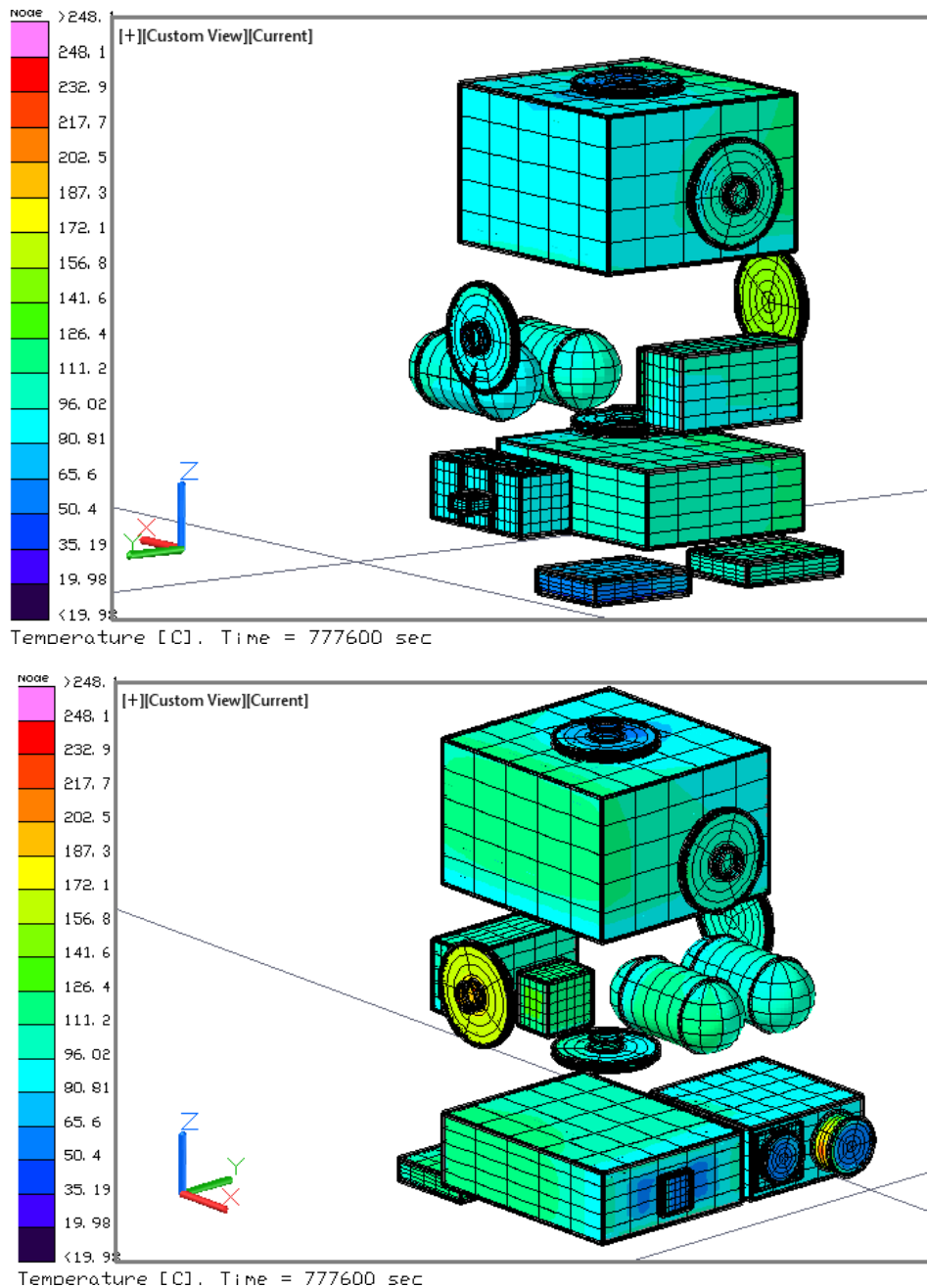


Figura 76. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, sin celdas, escenario A.

La escala de la Figura 77 se adaptó a solamente la distribución de temperaturas de los componentes electrónicos, sin considerar la estructura y los contenedores de los componentes internos. Debido a esto la escala de colores de los dispositivos eléctricos se muestran en tonos amarillos mostrando las zonas de mayor temperatura como son las baterías y el receptor con 118.51 [°C] y 112.21 [°C] respectivamente. Lo que nos permite observar que la orientación del Sol afecta más a estos dos componentes por su ubicación dentro del satélite.

Como se observa en la Figura 75, la radiación del Sol se concentra en el centro de la cara perpendicular hacia este, que en el modelo geométrico está en el plano XZ. Cercana al centro de esta cara se tiene a la divisoria del compartimento 2 a 3, en donde se encuentran las baterías y en el tercer compartimento el receptor es el más próximo a esta pared. En contraposición la temperatura mínima se presenta en el transmisor a 45.51 [°C] en donde no hay presencia de la radiación solar y se encuentra del lado contrario a la ubicación del receptor.

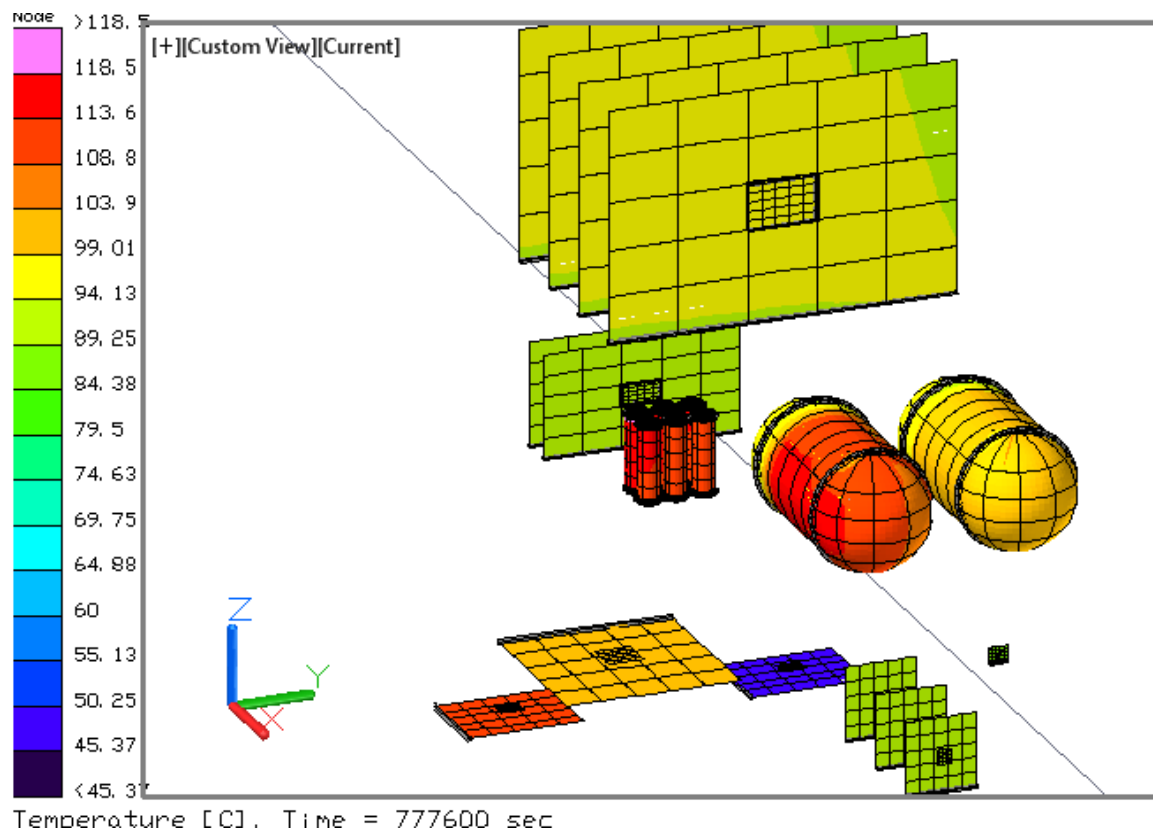


Figura 77. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas, escenario A.

En la Tabla 23 se observa que la temperatura máxima 248.1 [°C] y mínima 18.56 [°C] se encuentran en la estructura, y ninguno de los componentes se encuentra dentro del rango térmico operativo. El chip de la cámara tiene una temperatura máxima de 92.4 [°C] disminuyendo 253.14 [°C] con respecto al caso caliente con celdas y sin celdas.

Tabla 23. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	91.12	89.99
	ACDS Caja	115.76	89.91
	ACDS chip	90.58	90.48
	Baterías	118.51	111.4
	Baterías Caja	129	110.57
CPU tarjeta	Tarjeta	96.37	93.94
	Cámara tarjeta	92.41	88.97
	Cámara caja	222.89	53.38
	Cámara caja in	92.93	88.45
	Cámara chip	92.4	88.97
CPU chip	Chip	94.83	94.62
	CPU caja	123.81	77.48
	Estructura	248.1	18.56
	MSI Tarjeta	103.68	102.96
	MSI caja	227.68	50.54
	MSI chip	103.38	103.37
	Rec tarjeta	112.41	111.88
	Rec caja	123.06	96.49
	Rec chip	112.21	112.2
	Tanque	117.26	93.64
	Trans tarjeta	45.64	45.37
	Trans. caja	75.31	19.98
	Trans chip	45.52	45.51
	R. de inercia	248.09	26.97

6.3.1.3.2. Escenario B: Beta 0

En este escenario también se presenta una disminución de los límites térmicos con respecto al escenario caliente. En donde el punto superior es de 127.94 [°C] el cual disminuyó 49 [°C] con respecto al escenario B del caso caliente sin celdas, el punto inferior es de 25.94 [°C] y presentó un descenso de 52.73 [°C] como se tiene en la Figura 78.

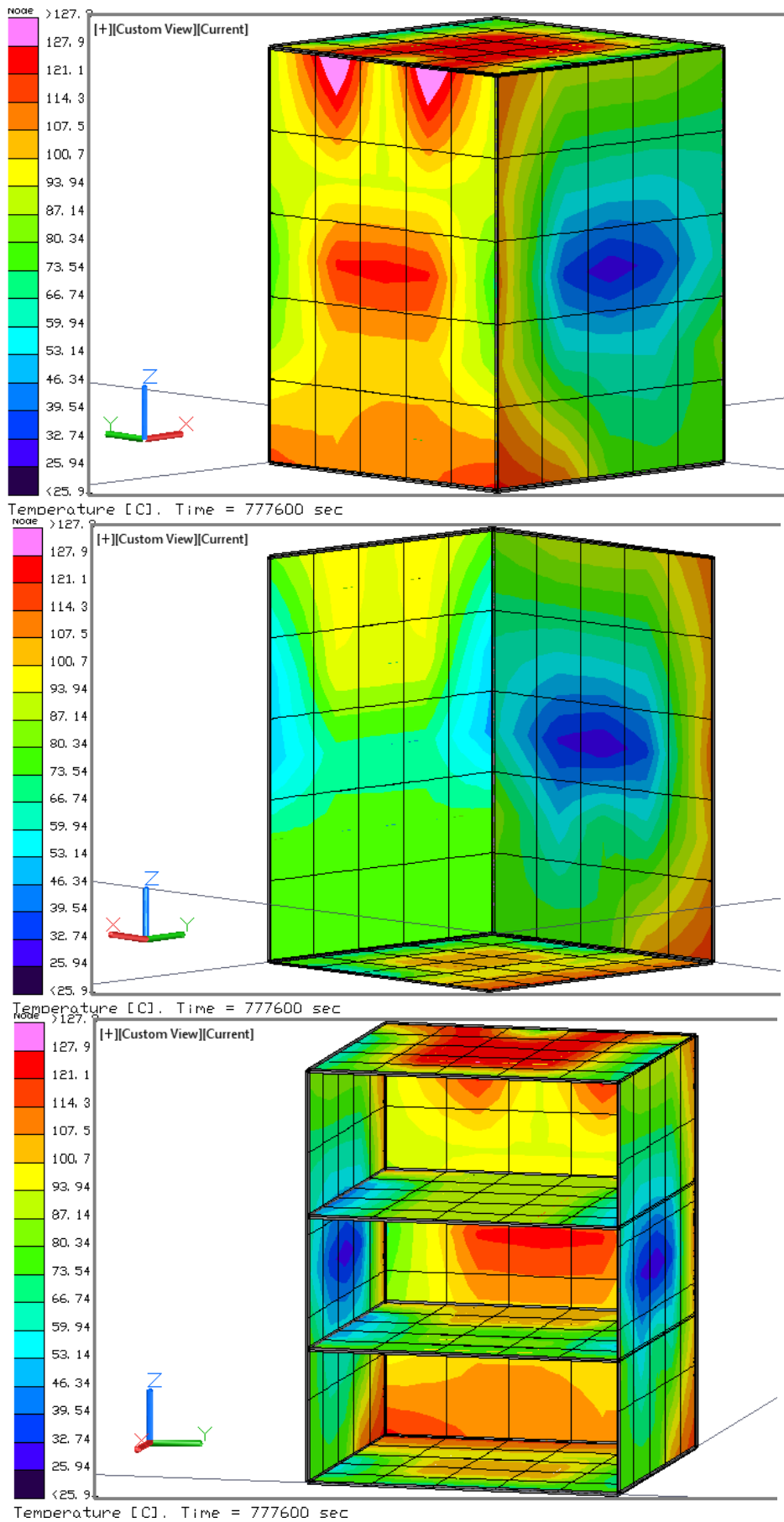


Figura 78. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, sin celdas, escenario B.

El valor más alto para la Figura 79 es el de la rueda de inercia ubicada en la cara de avance del satélite con una temperatura de 127.94 [°C] disminuyendo 120.15 [°C] con respecto al escenario A de este mismo caso y 77.25 [°C] con respecto al escenario a del caso caliente sin celdas. La temperatura mínima se genera en el tanque con 69.82 [°C] decreciendo 23.82 [°C] debido al escenario A de este caso y 53.15 [°C] del mismo escenario para el caso caliente sin celdas. Todo esto nos indica que esta iteración es un escenario más frío que los que se han analizado anteriormente.

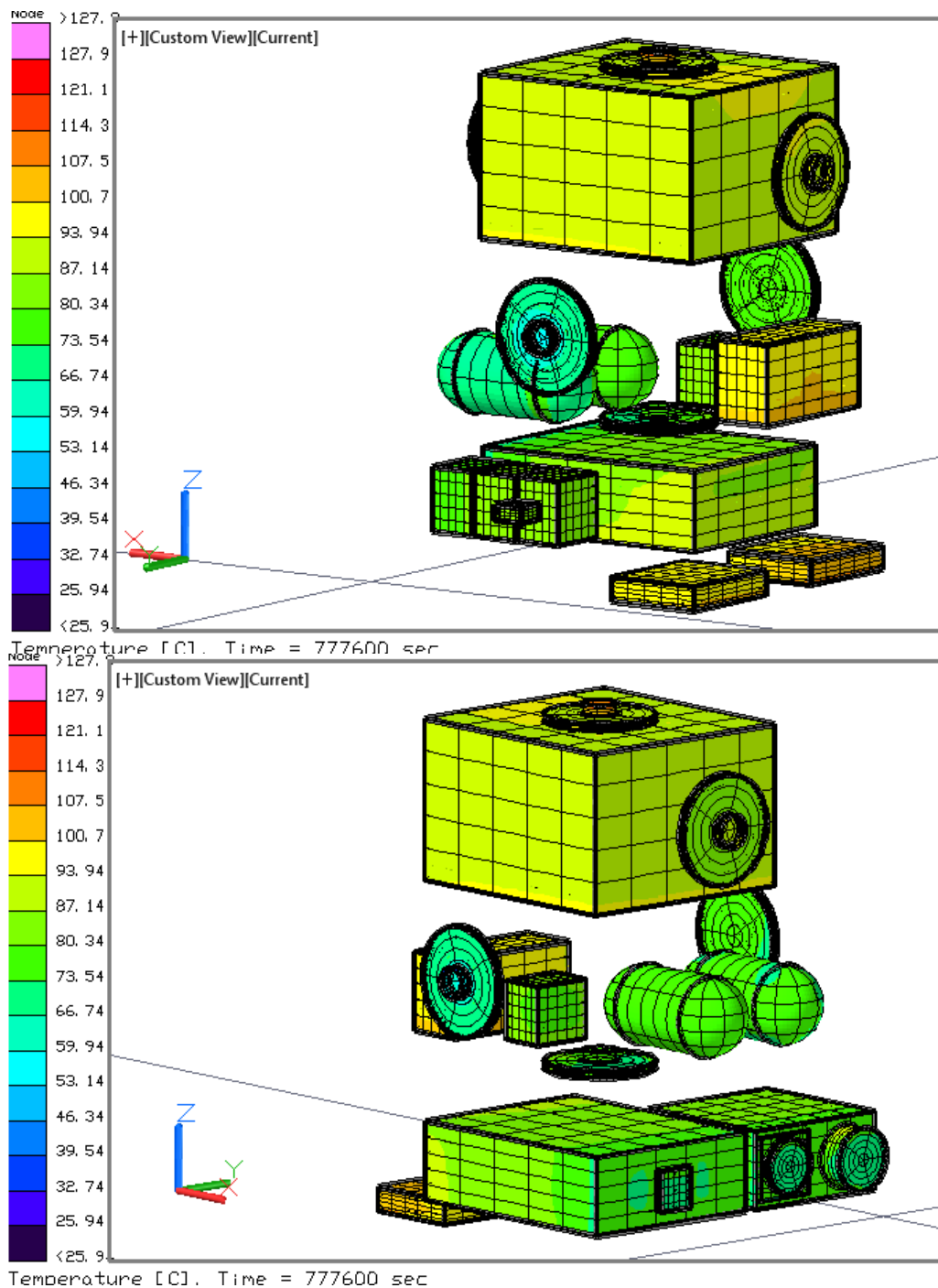


Figura 79. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, sin celdas, escenario B.

La Figura 80 nos permite observar que la temperatura crítica superior de 103.86 [°C] se tiene en la tarjeta del sistema de distribución y control, seguida de la tarjeta del receptor con 102.36 [°C] y las temperaturas críticas inferiores se obtienen en las baterías con 82.5 [°C] y en la tarjeta de la cámara con 84.58 [°C]. La temperatura es mayor en estos dos componentes debido a su ubicación en el satélite y la inclinación de la órbita, ya que cuando beta es igual a cero tenemos una órbita ecuatorial como se observa en la Figura 49-B. Para esta inclinación el Sol incide en tres caras del satélite y alcanza mayor temperatura en el centro de la cara opuesta a la Tierra que es donde se encuentra el sistema de distribución y control de potencia. En el caso del receptor se encuentra cercano a esta misma cara pero en la esquina inferior derecha, por lo que es menor la temperatura en esa zona por 1 [°C] en comparación con el sistema de control y distribución.

A diferencia de estos dos componentes con valores de temperatura máximos, se tiene la cámara y las baterías que se encuentra cercanas a la pared que mira hacia la Tierra, la cual no varía mucho en temperatura y es tiene valores menores a las componentes cercanos a las caras donde incide el Sol, con 78 [°C] para la tarjeta de la cámara y 81.46 [°C] para las baterías.

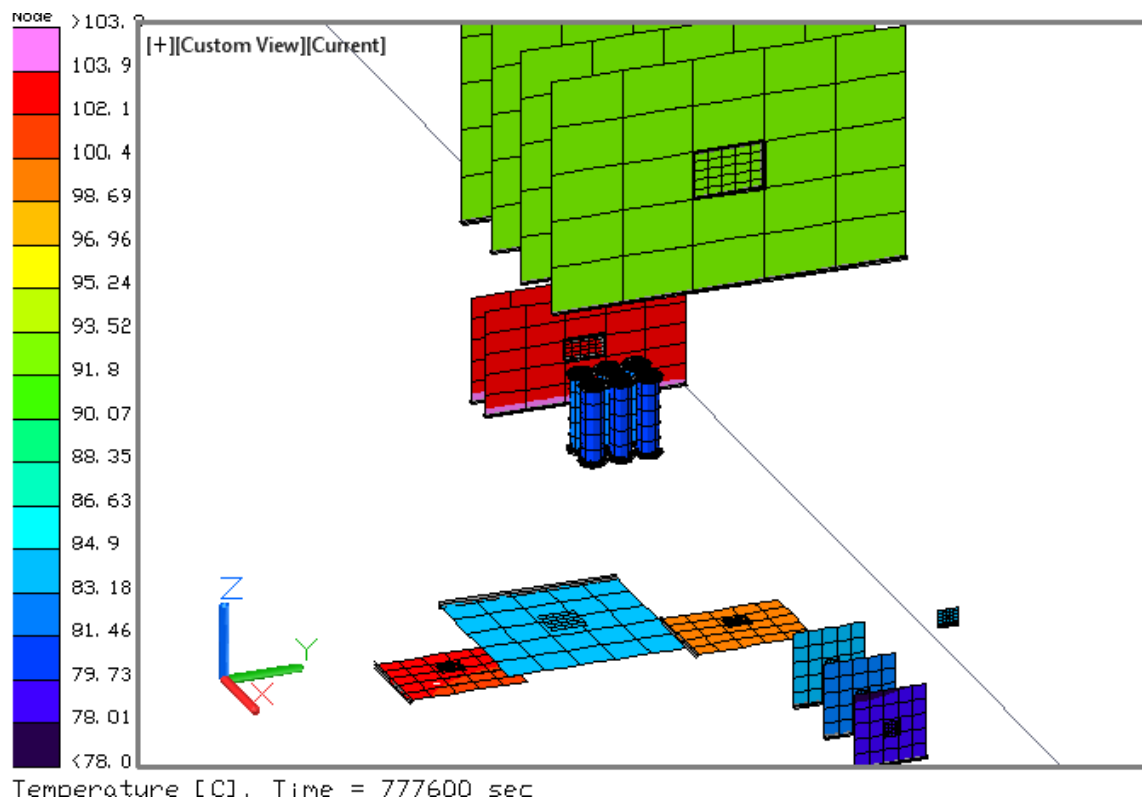


Figura 80. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas, escenario B.

Con esto podemos decir que los valores críticos alcanzados en el chip de la cámara en los casos calientes con o sin celdas no dependen de la ubicación del componente dentro del satélite si no de la disipación de calor del chip y las

propiedades del material que no permiten la transferencia de calor del mismo acumulándose. De todo el escenario B la mayor y la menor temperatura se alcanza en la estructura con valores de 127.94 [°C] y 25.94 [°C] respectivamente, como se presenta en la Tabla 24.

Tabla 24. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	103.86	103.29
	ACDS Caja	103.92	93.55
	ACDS chip	103.59	103.51
	Baterías	82.5	81.08
	Baterías Caja	83.22	79.45
CPU tarjeta	Tarjeta	93.02	92.42
	Cámara tarjeta	84.58	78.01
	Cámara caja	101.16	63.45
	Cámara caja in	85.92	75.55
	Cámara chip	84.54	78.07
CPU chip	Chip	92.9	92.62
	CPU caja	95.6	87.82
	Estructura	127.94	25.94
	MSI Tarjeta	83.95	83.51
	MSI caja	108.5	61.97
	MSI chip	83.73	83.73
	Rec tarjeta	102.36	102.03
	Rec caja	110.23	96.46
	Rec chip	102.2	102.2
	Tanque	78.29	69.82
	Trans tarjeta	99.19	98.86
	Trans. caja	106.99	92.57
	Trans chip	99.01	99
	R. de inercia	127.94	25.94

6.3.1.3.3. Escenario C: 105° de inclinación

El comportamiento de este escenario es semejante al inmediato anterior y al posterior (escenario D para el caso frío sin celdas), teniendo variaciones de temperatura de alrededor de 0.5 [°C], a excepción del contenedor de la cámara (101 [°C]) en donde para el presente escenario es menor que en escenario B por 4.64 [°C], por lo que se puede considerar la misma descripción para la estructura y las divisorias Figura 81, como para los contenedores de los subsistemas Figura 82 y para los componentes electrónicos Figura 83; además los rangos de temperatura por subsistema se presentan en la Tabla 25.

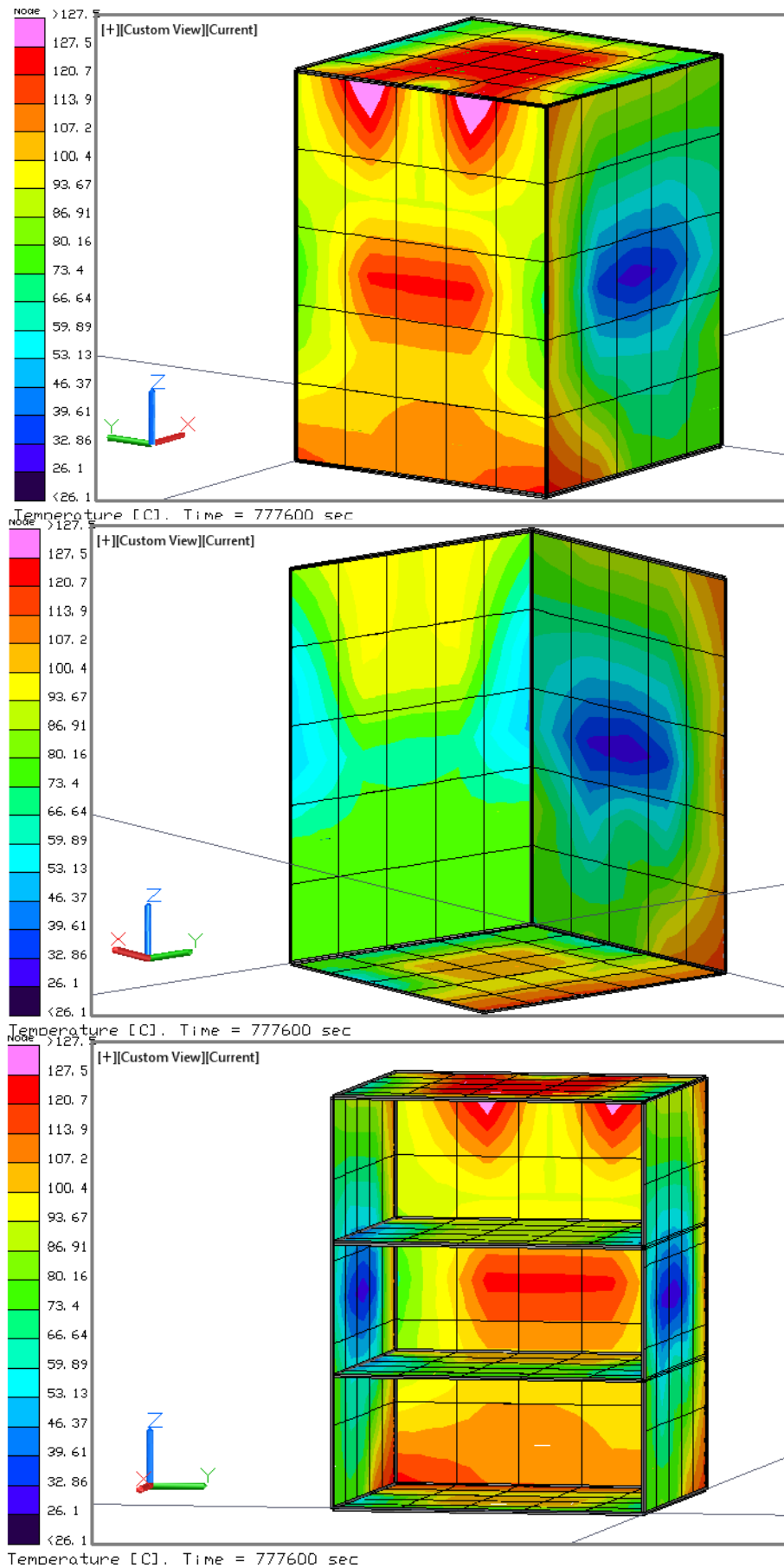


Figura 81. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, sin celdas, escenario C.

La distribución de temperaturas para el caso frío, con inclinación orbital de 105° se encuentra en la Figura 82, el donde los componentes con ubicación cercana a la cara opuesta a la Tierra en el plano YZ del modelo geométrico, son aquellos con valores de temperatura más altos, los cuales son: el contenedor del sistema de distribución y control con 103.84 [°C], el receptor con 110.76 [°C] y el transmisor 107.05 [°C].

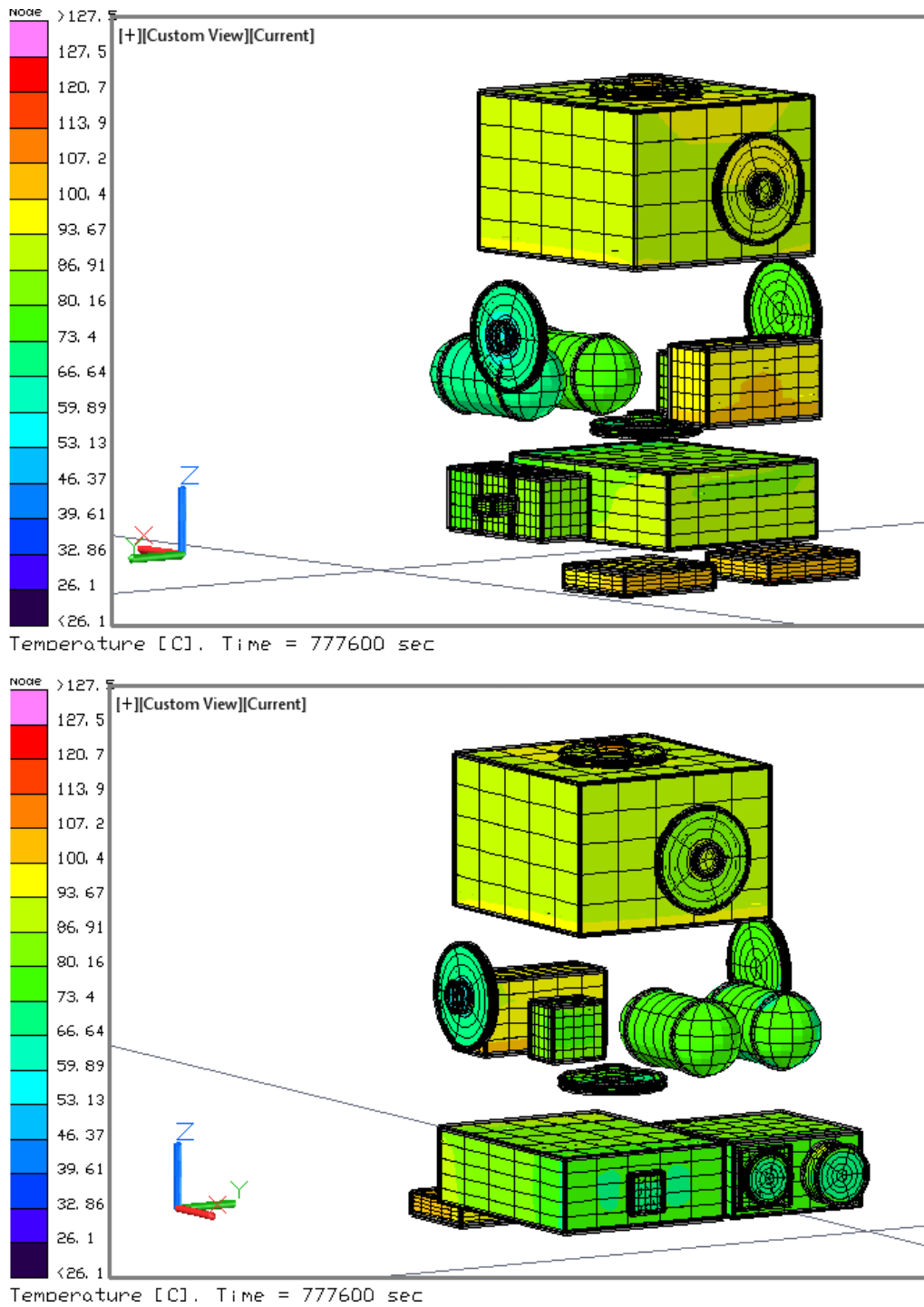


Figura 82. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, sin celdas, escenario C.

En la Figura 83 se puede observar que los componentes cercanos a la pared opuesta a la Tierra, en donde hay mayor incidencia del Sol y por lo tanto presentan mayor temperatura. Como se mencionó anteriormente estos son el sistema de distribución y control de potencia, el transmisor y el receptor con 173.78 [°C], 99.52 [°C] y 102.86 [°C] respectivamente.

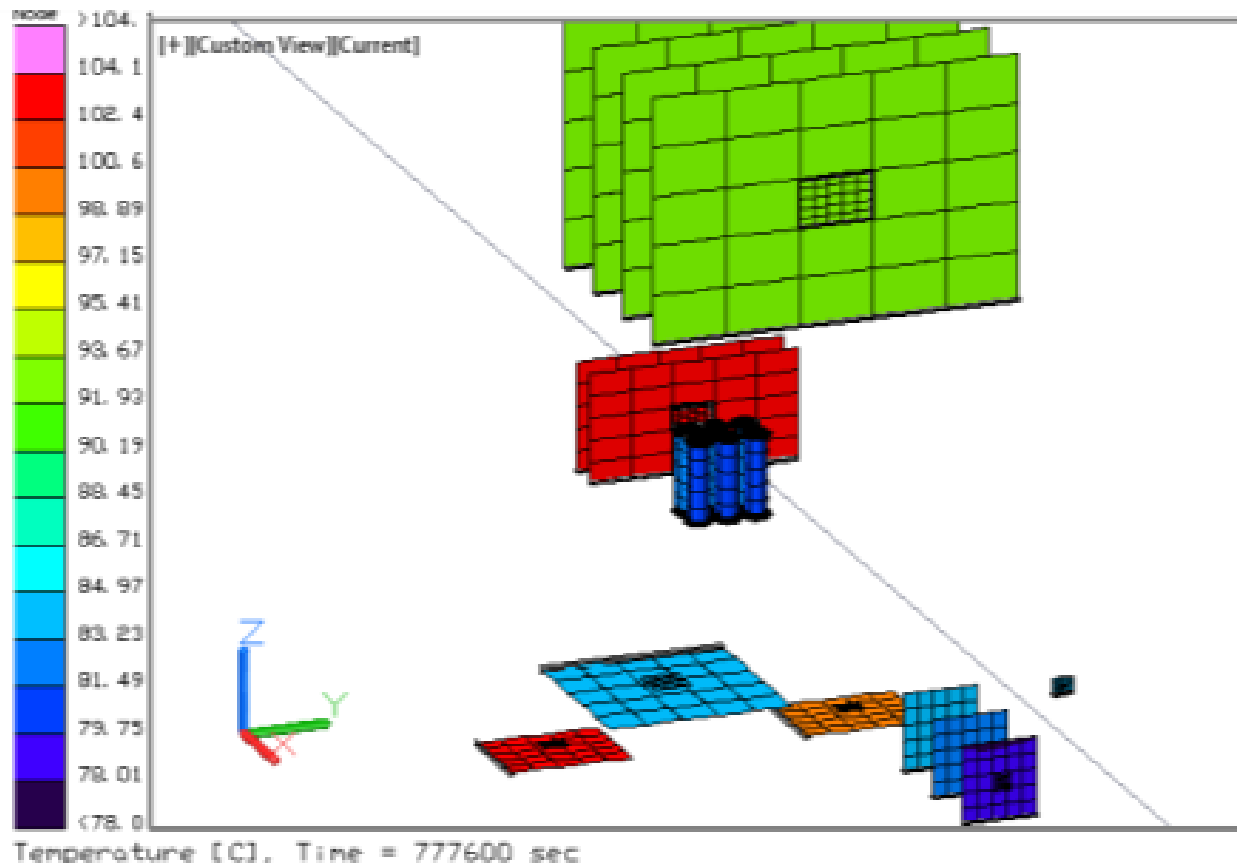


Figura 83. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas, escenario C.

Al realizar una comparación con los valores obtenidos en los escenarios B, C y D las temperaturas son muy similares con incidencia solar en los planos XY y YZ a diferencia que con el escenario A en donde las temperaturas son mayores ya que no presenta eclipses y la cara de incidencia solar se encuentra solo en el plano XZ, por lo que este último es el caso más extremo que se pueda presentar en el satélite.

La Tabla 25 muestra el rango de temperaturas por componente para el caso frío, si celdas y con una inclinación en su órbita de 105° en donde los componentes con mayor temperatura son la estructura y las ruedas de inercia con 127.46 [°C], el sistema de control y distribución con 103.78 [°C] y el contenedor del receptor con 110.76 [°C].

El menor valor encontrado dentro de esta simulación se tiene en la estructura del lado opuesto a la incidencia del sol, es decir, el lado que mira hacia a la Tierra con 26.1 [°C].

Tabla 25. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	103.78	103.21
	ACDS Caja	103.84	93.49
	ACDS chip	103.51	103.44
	Baterías	82.49	81.11
	Baterías Caja	83.15	79.59
CPU tarjeta	Tarjeta	93.2	92.57
	Cámara tarjeta	84.58	78.01
	Cámara caja	96.52	64.47
	Cámara caja in	85.94	75.54
	Cámara chip	84.54	78.07
CPU chip	Chip	93.06	92.79
	CPU caja	95.71	87.94
	Estructura	127.46	26.1
	MSI Tarjeta	83.97	83.53
	MSI caja	109.79	58.76
	MSI chip	83.76	83.75
	Rec tarjeta	102.86	102.52
	Rec caja	110.76	97.02
	Rec chip	102.7	102.7
	Tanque	78.03	69.63
	Trans tarjeta	99.52	99.18
	Trans. caja	107.05	92.78
	Trans chip	99.34	99.33
	R. de inercia	127.46	26.1

6.3.1.3.4. Escenario D: 40° de inclinación

En esta sección se presenta el modelado numérico para el caso frío, sin celdas con una inclinación orbital de 40°, llamado escenario D y se observa en la Figura 84 mostrando los resultados obtenidos de la distribución de temperaturas para la estructura del satélite, la cual es simétrica en el plano XZ, presentando dos caras con contornos de menor temperatura representadas en colores azules, estas caras son llamadas cara norte y cara sur. En donde la cara con mayor temperatura es la cara opuesta a la Tierra y la cara Norte es la que se encuentra del lado derecho de esta última y la cara Sur es la que se encuentra del lado izquierdo de la cara opuesta a la Tierra, en la vista superior de la Figura 84.

La máxima temperatura es de 127.6 [°C] en la parte central de la cara opuesta a la Tierra y la mínima es de 25.69 [°C] en la parte central de las caras norte y sur. La cara con vista hacia la Tierra tiene un rango de temperaturas de 93.62 [°C] a 52.66 [°C]. Este comportamiento es semejante al de los escenarios B y C.

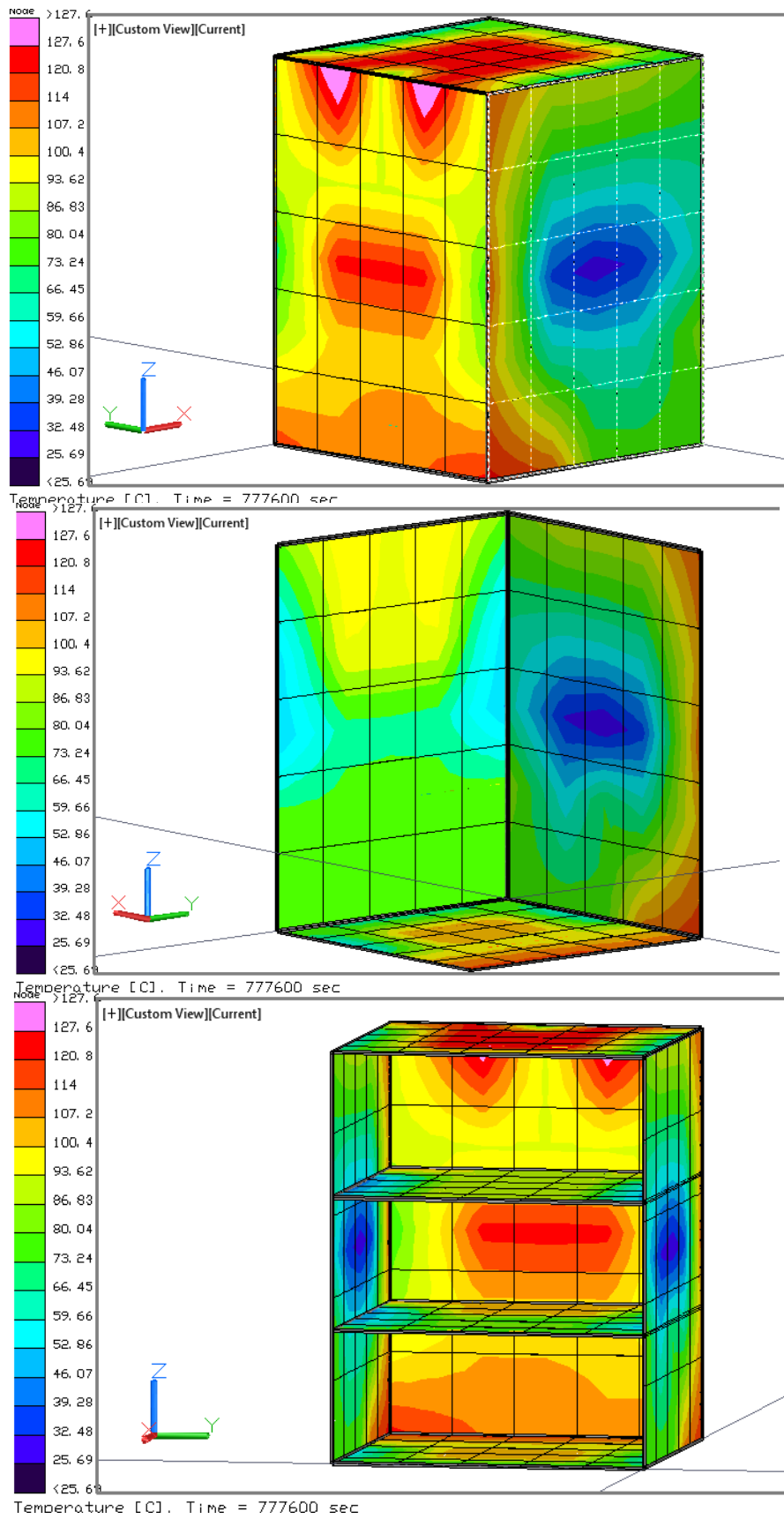


Figura 84. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, sin celdas, escenario D.

Una vez observada la distribución de temperaturas en la estructura, se procede a revisar la obtenida en los contenedores de los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas, en el escenario D, vista en la Figura 85. En esta figura se pueden apreciar que los contenedores con mayor temperatura son el del sistema de distribución y control de potencia con valor de 99.83 [°C], seguido del habitáculo receptor y del transmisor con valores de 99.83 y 93.09 [°C] respectivamente.

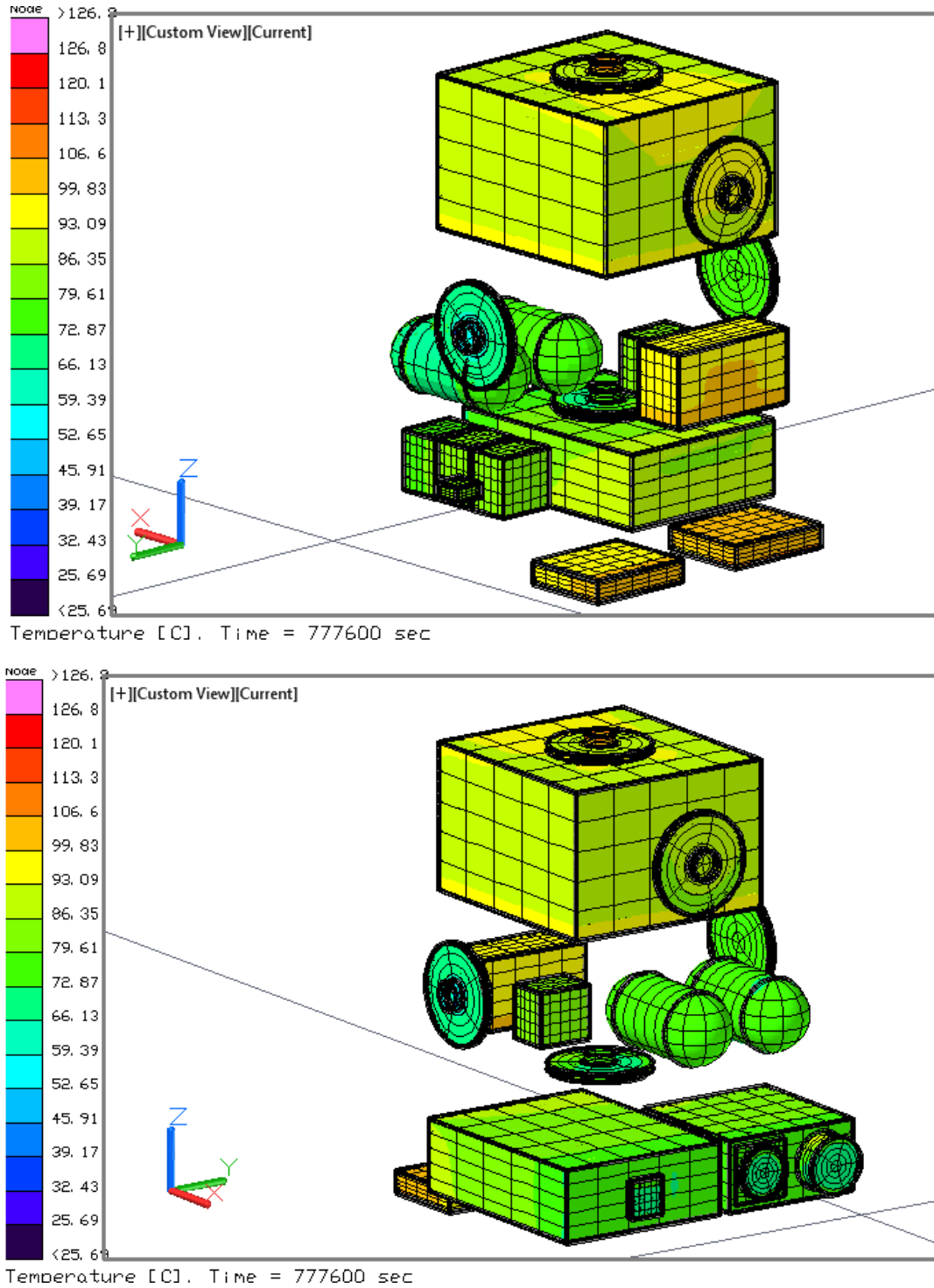


Figura 85. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, sin celdas, escenario D.

Para poder analizar el comportamiento de los componentes internos con respecto a su temperatura se tiene la Figura 86, en donde como ya se había mencionado en los escenarios anteriores de este mismo caso, los componentes con mayor temperatura son el sistema de distribución y control, el receptor, el transmisor y la computadora de abordo con 101.9 [°C], 100.2 [°C], 96.8 [°C] y 91.66 [°C] respectivamente; por otro lado los componentes con menor temperatura son el espectrómetro, las baterías y la cámara con 83.09 [°C], 81.38 [°C] y 77.95 [°C] respectivamente.

Esto se debe a que dentro del satélite los componentes con mayor temperatura, se encuentran con una ubicación con más cercana a la pared opuesta a la Tierra que es la que mayor temperatura presenta en su parte central y los de menor temperatura están próximos a la cara que apunta hacia la Tierra, la cual presenta temperaturas bajas como lo indica la Figura 84.

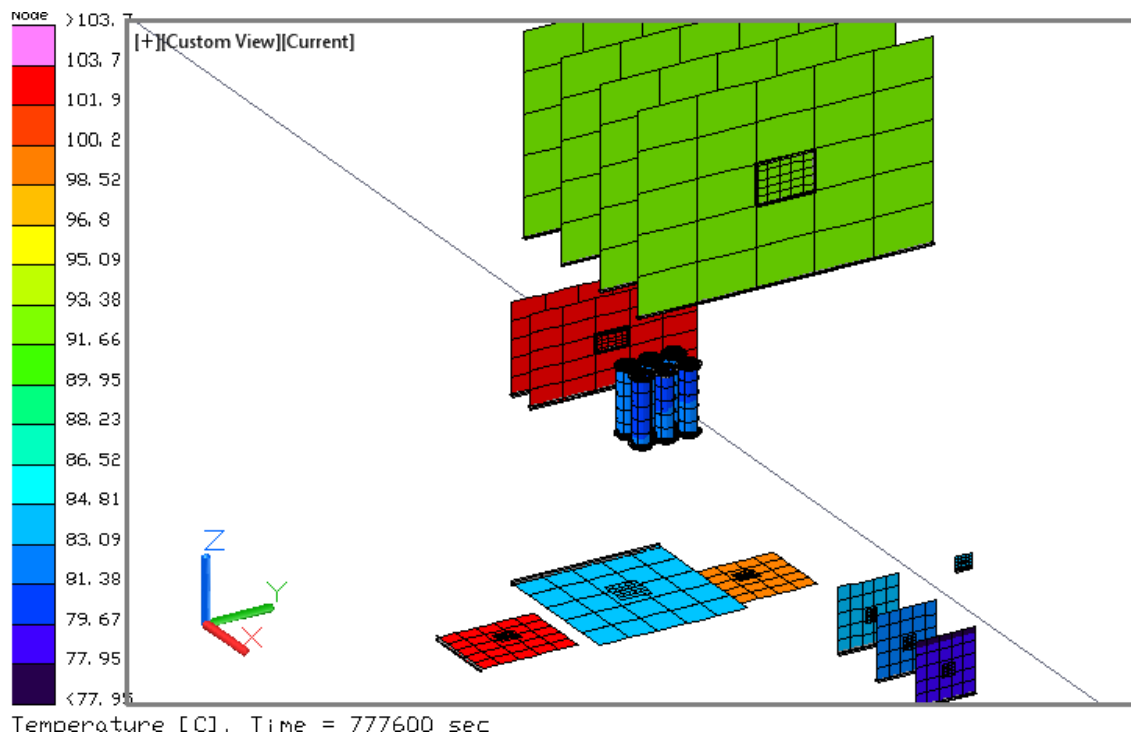


Figura 86. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas, escenario D.

Con el fin de analizar los valores representados en la escala de colores de las figuras anteriores, se presentan las temperaturas máximas y mínimas por componente en la Tabla 26, en donde está dividido cada circuito en su contenedor, tarjeta y chip con el fin de determinar en donde se está generando una mayor variación de temperatura y poder de esta manera proponer un sistema que ataque puntos específicos dentro de los subsistemas del satélite Quetzal.

Tabla 26. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, escenario D.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	103.54	102.98
	ACDS Caja	103.6	93.32
	ACDS chip	103.27	103.2
	Baterías	82.48	81.1
	Baterías Caja	83.33	79.63
CPU tarjeta	Tarjeta	93.05	92.45
	Cámara tarjeta	84.55	77.95
	Cámara caja	97.34	62.57
	Cámara caja in	85.91	75.47
	Cámara chip	84.5	78.01
CPU chip	Chip	92.93	92.66
	CPU caja	95.61	88.03
	Estructura	127.59	25.69
	MSI Tarjeta	83.9	83.46
	MSI caja	105.16	60.14
	MSI chip	83.68	83.67
	Rec tarjeta	102.4	102.07
	Rec caja	110.36	96.47
	Rec chip	102.25	102.24
	Tanque	78.11	69.74
	Trans tarjeta	99.82	99.5
	Trans. caja	107.14	93.98
	Trans chip	99.65	99.65
	R. de inercia	126.79	25.69

6.3.1.4. Caso Frío, con celdas:

En este caso se consideran condiciones de radiación ambiental mínimas, además se agregan los paneles solares en cada una de las caras, en donde el panel de la cara que se proyecta hacia la Tierra es menor en magnitud para evitar la obstrucción de la carga útil.

Los paneles solares no consideran el almacenamiento de energía solar para convertirla en electricidad para el satélite, en este caso solo se consideran sus propiedades ópticas y termofísicas debidas al material, con el fin de determinar la mayor y menor temperatura que pueda alcanzar con esta consideración y posteriormente realizar una comparación tomando en cuenta el almacenamiento de energía.

Para este caso se tiene un reporte de distribución de temperatura en los escenarios A, B, C y D como sigue:

6.3.1.4.1. Escenario A: Beta 90

Para el escenario A donde beta es igual a 90° desde el plano orbital hacia el sol, en la estructura la temperatura mínima llega a los -35.74 [°C] y la máxima a 94.34 [°C]. El límite inferior disminuye 3.26 [°C] con respecto a el caso caliente con celdas, sin control térmico y el límite superior 54.3 [°C] con respecto a el caso frío sin celdas y sin control térmico.

Afectando en gran medida a la temperatura máxima al agregar los paneles solares alrededor de la estructura del satélite y manteniendo similar la temperatura mínima en la estructura.

Las divisorias muestran un rango de temperaturas similares entre ellas, en donde la temperatura superior se tiene en la zona contigua a la cara que da al Sol, tomando la misma temperatura que la estructura y el panel solar. En donde si se llegara a considerar estas condiciones para la misión se deben reubicar los componentes cercanos a la cara al Sol para evitar el sobrecalentamiento y distribuir la temperatura al interior del satélite.

La cara proyectada hacia la Tierra no cuenta con variaciones pronunciadas de temperatura cuyo rango es de 24.97 [°C] a -9.73 [°C], el cual es menor si se compara con el rango de la cara proyectada hacia el sol presentando en el centro temperaturas de 94.3 [°C] y en las orillas contiguas a las esquinas -1.05 [°C]. Todo esto se encuentra representado con un código de colores de acuerdo a cada uno de los resultados obtenidos del análisis en la Figura 87.

Debido a que la temperatura reportada en la estructura es la misma que la de las celdas solares, es importante resaltar que para este escenario los paneles solares se encuentran dentro de los límites de operación los cuales son de 100 [°C] a -100 [°C].

Este escenario a diferencia de los otros no tiene simetría en sus paredes, concentrando la energía térmica en el centro de la cara perpendicular a la radiación del Sol en el plano XY y se encuentra a la izquierda de la cara que apunta hacia la Tierra (plano YZ); por otro lado la zona con menor temperatura se encuentra entre la pared opuesta a la Tierra y la pared opuesta al Sol con valor de -35.74 [°C].

La cara perpendicular al Sol en este escenario no es paralela, ni opuesta a la que apunta hacia la tierra como en los escenarios B, C y D, lo cual también influye en la temperatura que adquieran los componentes debido a su ubicación dentro del micro-satélite Quetzal, todo esto se aprecia en la Figura 87.

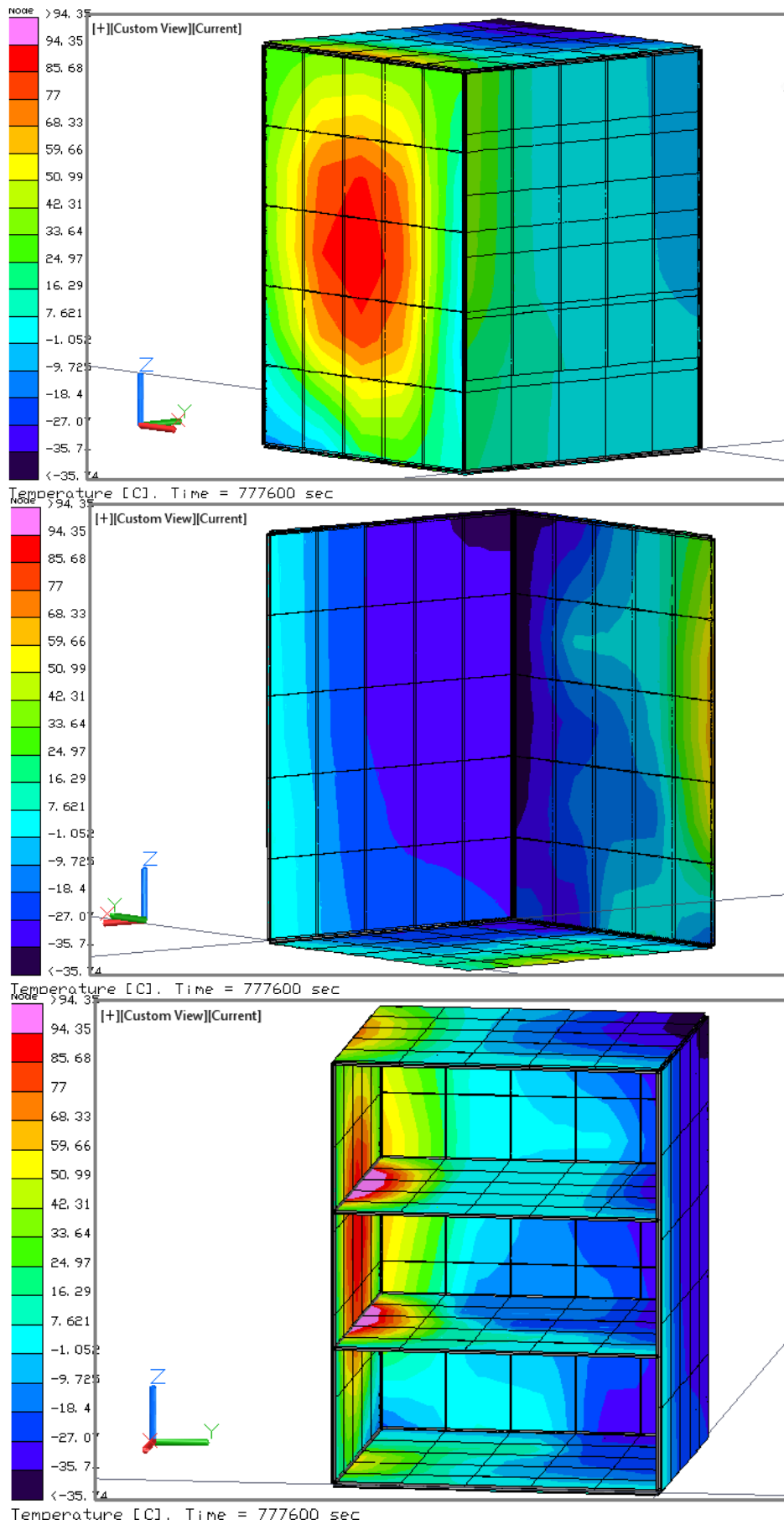


Figura 87. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con celdas escenario A

De acuerdo a todos los casos anteriores, en el escenario A, la temperatura más alta se tiene en el lente de la cámara que se encuentra conectado a la estructura, presentando un valor de 221.06 [°C], de la misma manera, otra cota superior se encuentra en el espectrómetro con 216.97 [°C] . Por el contrario los valores mínimos se hallan en la caja del transmisor con -27.79 [°C], los tanques con valor de -27.41 [°C] y una de las ruedas de inercia -31.6 [°C] que se encuentra en la cara opuesta a la pared en la que incide el Sol perpendicularmente, como se ve en la Figura 88.

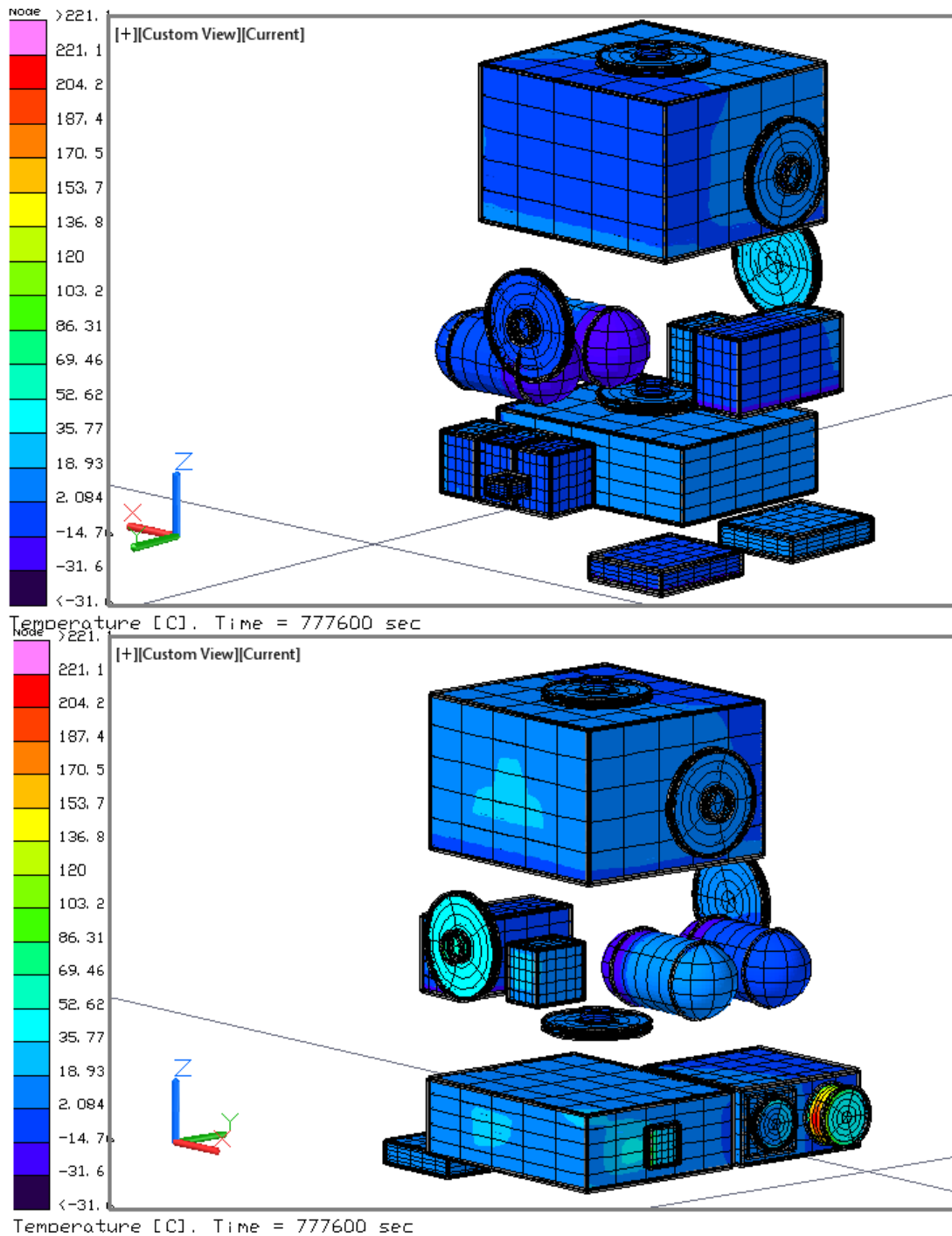


Figura 88. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con celdas escenario A.

La Figura 89 muestra el código de colores con tonos diferentes a las figuras anteriores debido a que la escala fue ajustada a los dispositivos que se encuentran sólo en esta imagen, es decir, los componentes internos. Las temperaturas superiores se encuentran en las baterías con 14.56 [°C], la tarjeta del espectrómetro con 12.5 [°C] y el receptor con 10.87 [°C], las cuales varían mucho del caso caliente con celdas en donde la diferencia es de 185.33 [°C], 14.63 [°C] y 142.95 [°C] respectivamente.

El receptor no presenta variación abrupta como las baterías y el espectrómetro y esto se debe a la ubicación dentro del satélite ya que se encuentra en un punto cercano a la cara que se proyecta hacia el Sol, de acuerdo a la Figura 89.

En este escenario los componentes cercanos a la pared con mayor temperatura son las baterías, el receptor y el espectrómetro por otro lado en los escenarios B, C y D los dispositivos contiguos a la zona con un máximo en la temperatura son el sistema de distribución y control, el recepto y el transmisor.

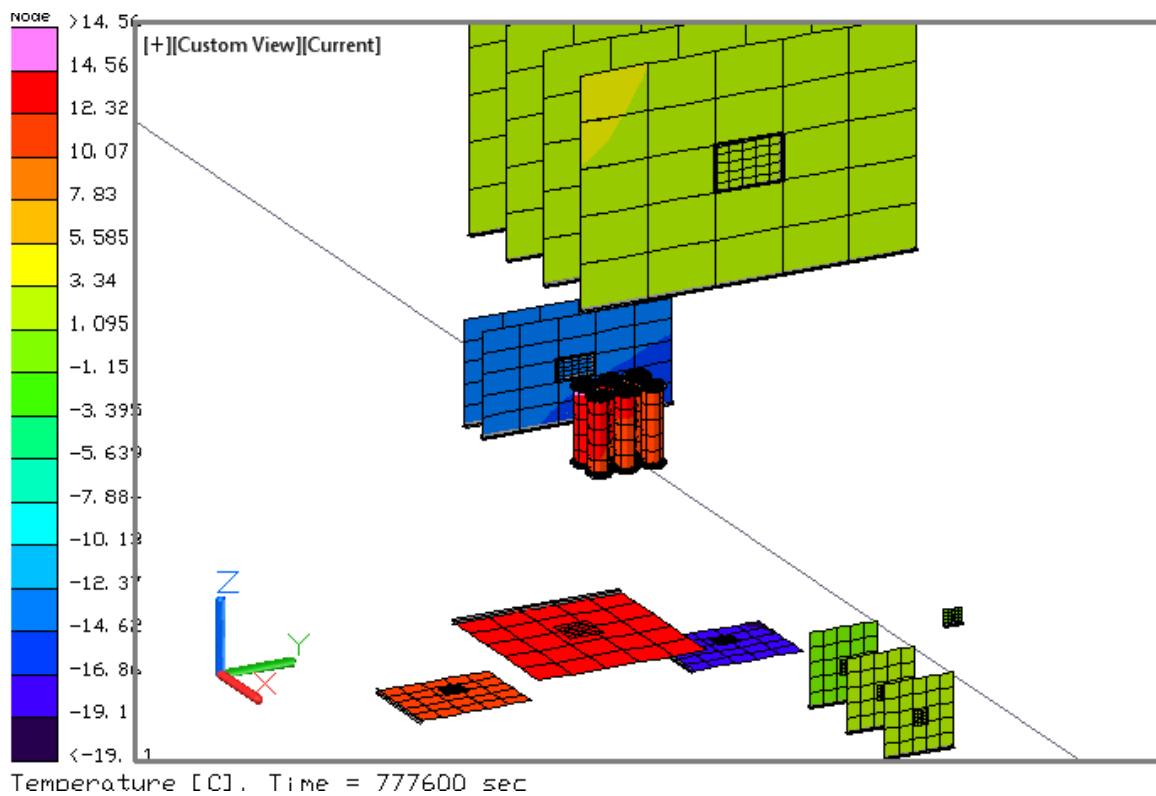


Figura 89. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con celdas escenario A.

La Tabla 27 nos muestra que todos los componentes cumplen con los rangos térmicos de operación requeridos para funcionar de manera normal a excepción de las ruedas de inercia que alcanzan para este escenario una temperatura desde 94.34 [°C] a -31.6, en donde su temperatura especificada de operación es de -20 [°C] a 50 [°C].

Tabla 27. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con celdas escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-14.21	-15.02
	ACDS Caja	7.67	-15.17
	ACDS chip	-14.5	-14.53
	Baterías	14.56	11.56
	Baterías Caja	21.39	8.55
CPU tarjeta	Tarjeta	3.41	2.01
	Cámara tarjeta	2.32	-1.04
	Cámara caja	221.06	-3.09
	Cámara caja in	3.15	-1.7
	Cámara chip	2.32	-1.04
CPU chip	Chip	2.81	2.49
	CPU caja	20.35	-3.94
	Estructura	94.34	-35.74
	MSI Tarjeta	12.5	12.33
	MSI caja	216.97	3.15
	MSI chip	12.41	12.41
	Panel	94.35	-35.74
	Rec tarjeta	10.87	10.75
	Rec caja	17.85	1.25
	Rec chip	10.82	10.82
	Tanque	8.02	-27.41
	Trans tarjeta	-19.05	-19.11
	Trans. caja	-6.84	-27.79
	Trans chip	-19.07	-19.08
	R. de inercia	94.34	-31.6

6.3.1.4.2. Escenario B: Beta 0

Para este escenario la temperatura superior de la estructura es de 25.55 [°C] y la inferior es de -9.1 [°C] estas cotas son menores que el escenario anterior y que el caso caliente con celdas, lo que nos permite reflexionar es que esta disminución se debe a la presencia de eclipses y el ángulo de incidencia solar que se presenta solo en dos caras, la opuesta a la Tierra que es donde se encuentra el límite superior y la de avance del satélite como se presenta en la Figura 90. La cara que presenta la cota superior es la cara de avance del satélite, que se encuentra en el plano XY en la parte superior del satélite con rango de temperatura de 7.069 [°C] a - 25.55 [°C], por otro lado las caras con temperaturas menores son la de retroceso del satélite ubicada en el plano XY, en la parte inferior del satélite visto en la Figura 90, con valores de temperatura entre 0.139 [°C] y -9.1 [°C].

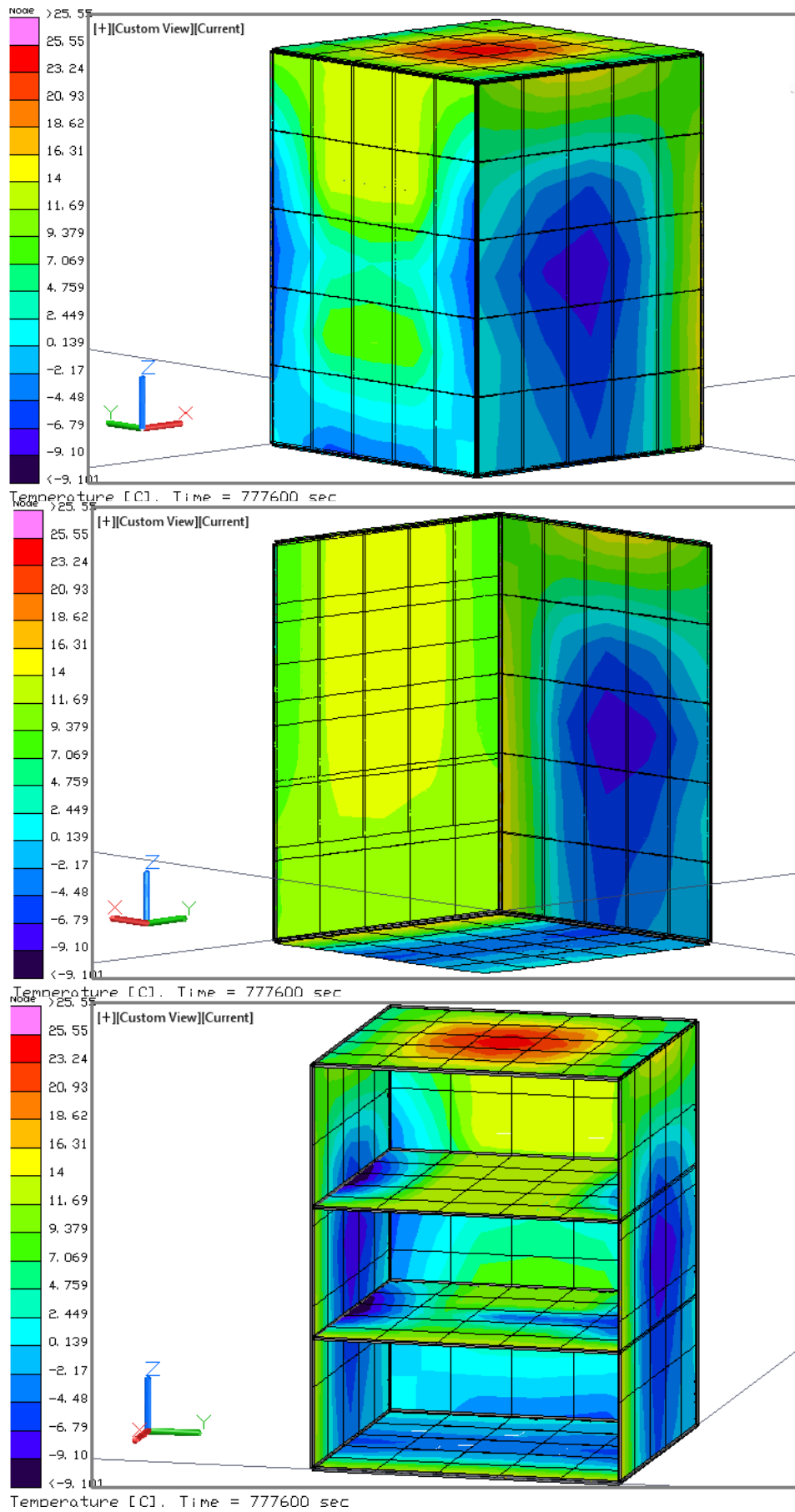


Figura 90. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con celdas escenario B.

En la Figura 91 se aprecia la distribución de temperaturas en los contenedores de los subsistemas del Quetzal, simulando el caso frío del escenario B, con celdas solares alrededor de las paredes del satélite sin obstruir la cámara y el espectrómetro, los cuales son los componentes con mayor temperatura representados en color amarillo con valor de 79.18 [°C] a 88 [°C]. De aquí se ve la influencia de los paneles solares en la adquisición de temperatura del satélite, ya que los demás componentes y paredes del satélite que se encuentran cubiertos, no rebasan los 25.55 [°C].

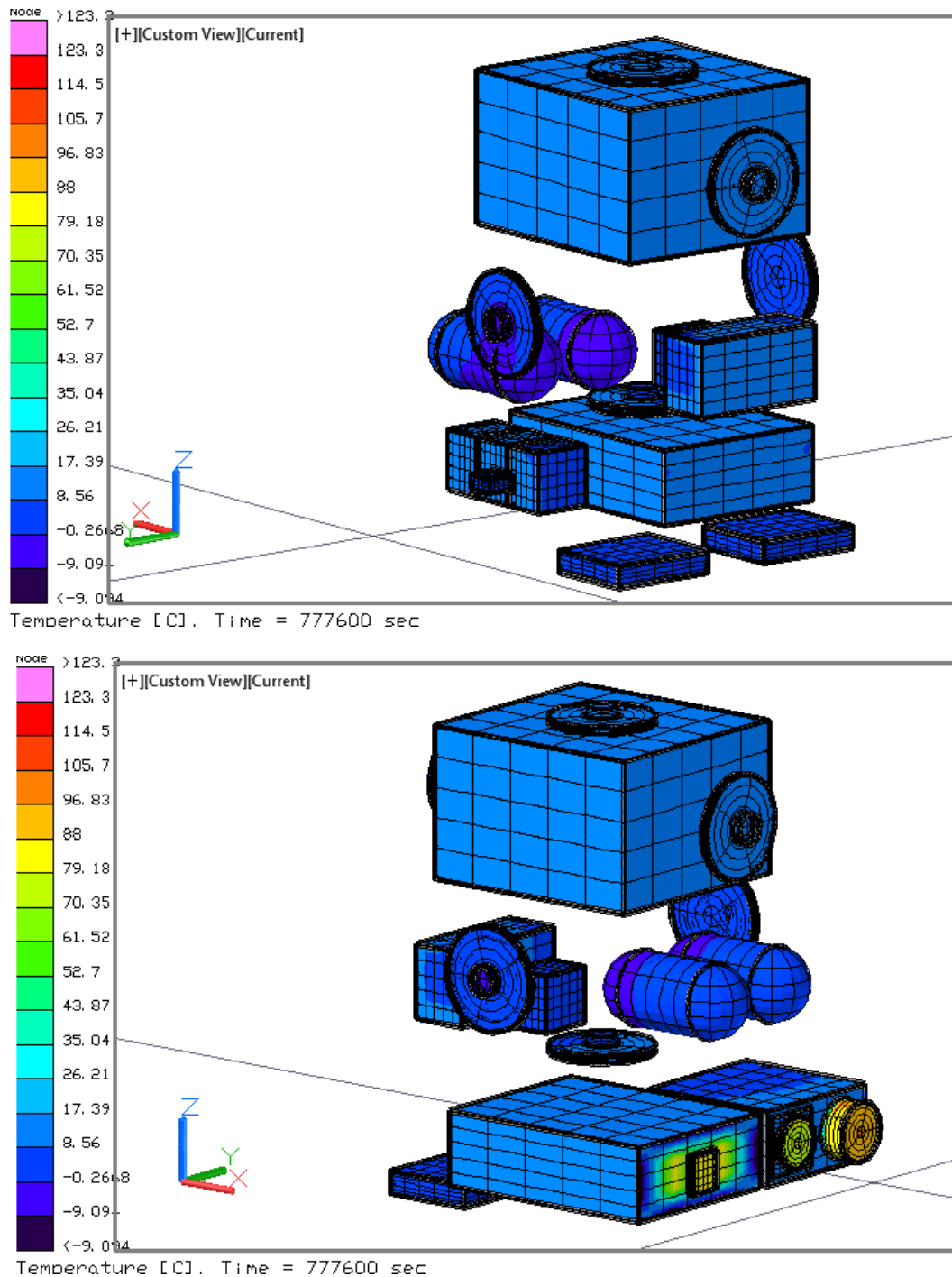


Figura 91. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con celdas escenario B.

Los resultados obtenidos para los circuitos eléctricos considerando el caso frío con celdas con un ángulo entre el satélite y la proyección del Sol de 0° se puede apreciar en la Figura 92.

Los componentes con mayor temperatura son la computadora de abordo con 13.73 [°C], el espectrómetro con 13.04 [°C] y la tarjeta de la cámara a con 11.63 [°C]; valores que cumplen con los rangos de temperatura operacional de cada componente, para este caso sigue influyendo la ubicación de los componentes en el aumento de temperatura, sin embargo el caso de la cámara se debe a que no se encuentra cubierta con paneles solares por lo que es necesario considerar para esta zona agregar un tipo de control térmico como lo es un recubrimiento con alta reflectividad.

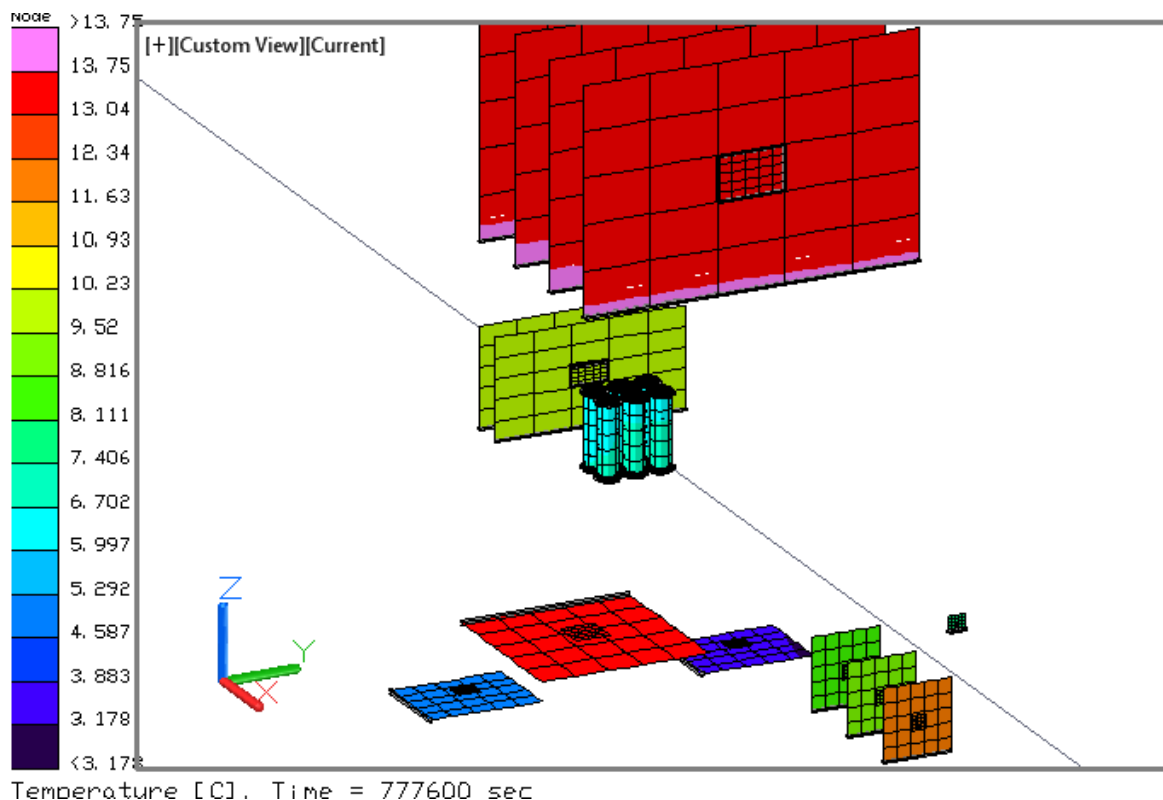


Figura 92. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con celdas escenario B.

Los valores de temperatura máximos y mínimos por componente se encuentran en la Tabla 28, en donde el contenedor del espectrómetro y de la cámara se encuentran en los puntos máximos de temperatura con 123.31 [°C] y 101.84 [°C] respectivamente, esto es debido a que se exponen directamente al ambiente espacial a diferencia de los demás componentes en donde las paredes del satélite están recubiertas por paneles solares los cuales tienen propiedades ópticas y termofísicas que no permiten que la temperatura se eleve como en el caso de la carga útil.

Tabla 28. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con celdas escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	9.63	9.58
	ACDS Caja	9.84	8.09
	ACDS chip	9.61	9.61
	Baterías	6.86	6.27
	Baterías Caja	6.86	5.38
CPU tarjeta	Tarjeta	13.75	13.32
	Cámara tarjeta	12.19	8.02
	Cámara caja	101.84	7.35
	Cámara caja in	12.24	7.53
	Cámara chip	11.94	8.02
CPU chip	Chip	13.59	13.47
	CPU caja	13.89	9.64
	Estructura	25.55	-9.09
	MSI Tarjeta	13.18	13.08
	MSI caja	123.31	9.28
	MSI chip	13.09	13.09
	Panel	25.48	-9.1
	Rec tarjeta	5.01	4.79
	Rec caja	8.89	-2.04
	Rec chip	4.9	4.9
	Tanque	3.32	-6.21
	Trans tarjeta	3.4	3.18
	Trans. caja	6.68	-3.01
	Trans chip	3.26	3.26
	R. de inercia	25.55	-9.09

6.3.1.4.3. Escenario C: 105° de inclinación

El escenario C con una inclinación orbital de 105° para el caso frío, considerando el uso de celdas solares, se analiza en esta sección, en donde los resultados obtenidos en la estructura satelital a partir del modelo numérico se pueden ver en la Figura 93. De esta se puede observar que la temperatura máxima es de 7.66 [°C] que en comparación con el caso caliente con celdas para este mismo escenario es alrededor de 20 [°C] menor debido a la ausencia de disipación de calor de los componentes internos del satélite y a que las condiciones del ambiente espacial se encuentran en sus valores mínimos.

En comparación con el mismo escenario pero sin celdas para el caso frío se tiene una diferencia de 100 [°C], en donde en esta sección se presenta menor temperatura debido la presencia de los paneles solares que recubren la estructura del satélite, además se aprecian tres caras con contornos de menor temperatura, las dos caras laterales del plano YZ y la cara inferior del plano XZ en un rango de valores de -25.99 [°C] a -14.77 [°C]. (Figura 93)

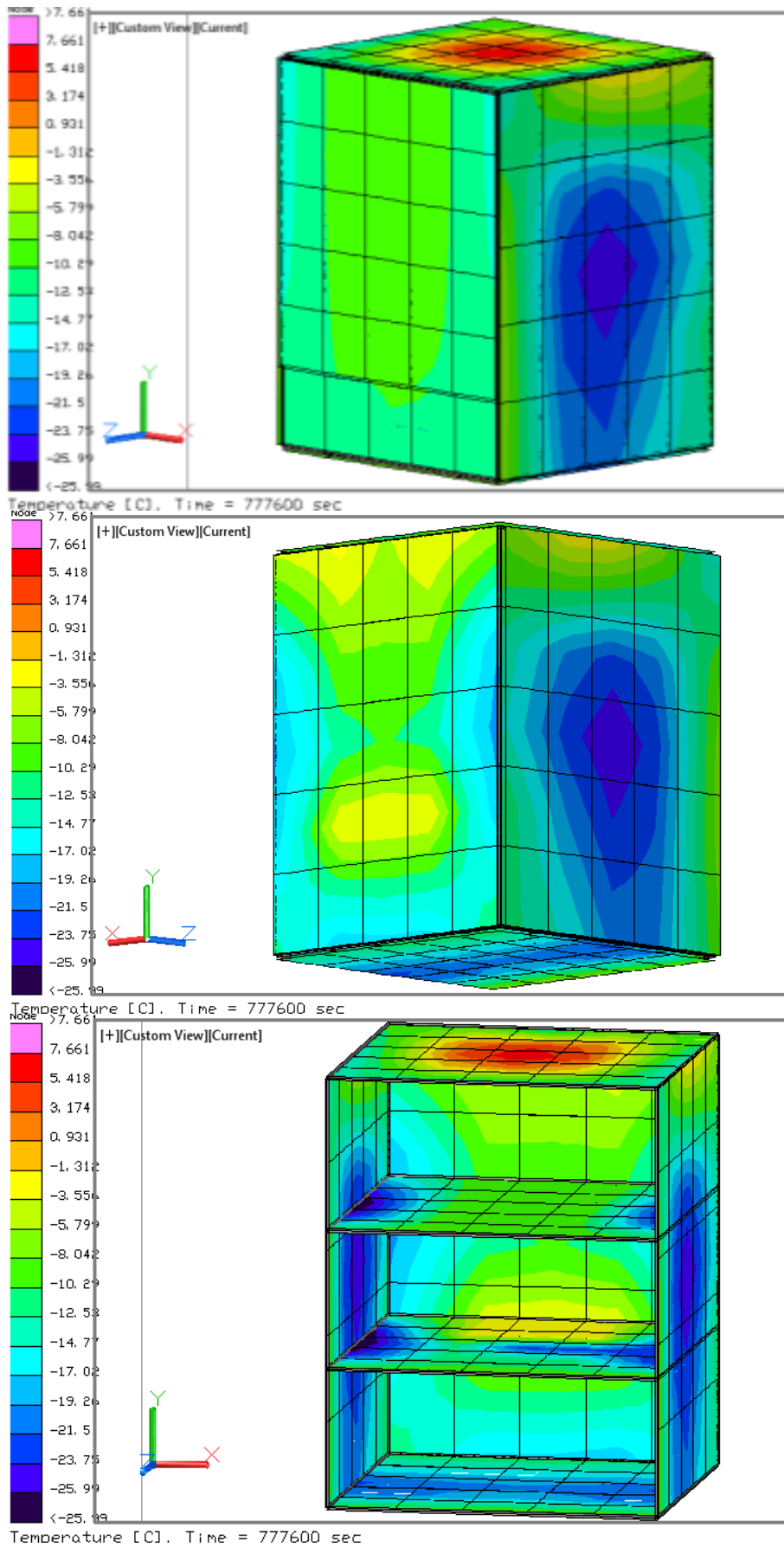


Figura 93. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con celdas escenario C.

Los contenedores de los componentes internos y su distribución de temperaturas debida a una inclinación orbital de 105° para el caso frío con celdas se puede observar en la Figura 94, en donde, los habitáculos de la carga útil alcanzan temperaturas desde $37.65 [^\circ\text{C}]$ hasta $80.08 [^\circ\text{C}]$ debido a que el panel solar no recubre la pared de estos para no quitar visibilidad hacia la Tierra, los cuales quedan expuestos al ambiente exterior. Al comparar este escenario con el del caso caliente se observa una disminución de alrededor de $45 [^\circ\text{C}]$ ya que este llega hasta $125 [^\circ\text{C}]$ aproximadamente, lo cual se debe a la disipación de calor interna de la carga útil y a las consideraciones del ambiente en su punto más alto de temperatura (solsticio de verano).

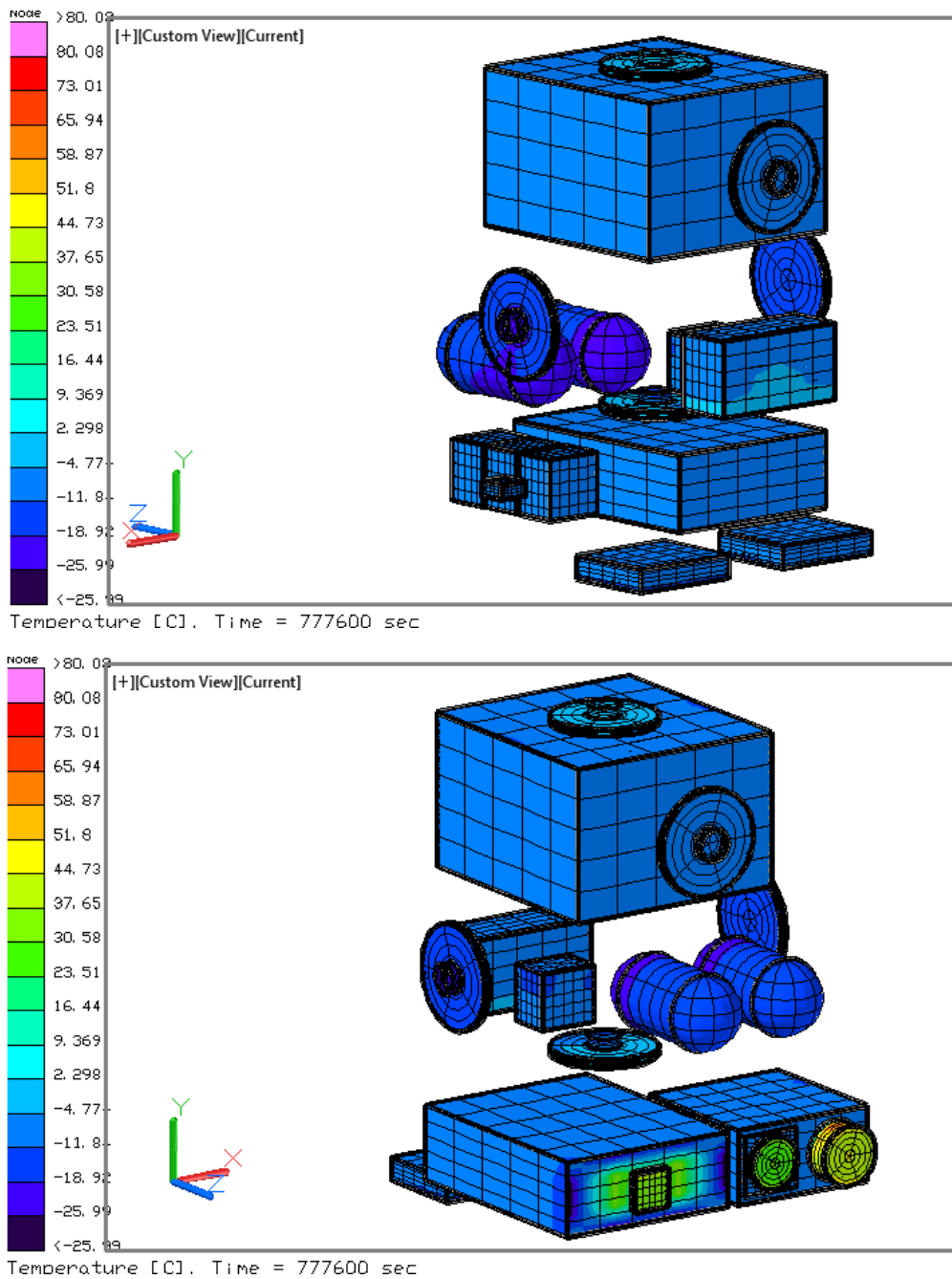


Figura 94. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con celdas escenario C.

Los resultados obtenidos para el caso de menor temperatura en el escenario C, en los circuitos eléctricos se tiene en la Figura 95, en donde la temperatura máxima fue adquirida por el sistema de control y distribución de potencia con -3.346 [°C] la cual disminuyó 100 [°C] contra el caso frío sin celdas para el mismo subsistema debido a la ubicación de este dentro del satélite ya que se encuentra contiguo a una de las paredes donde incide la radiación del Sol. (Plano XY Figura 93).

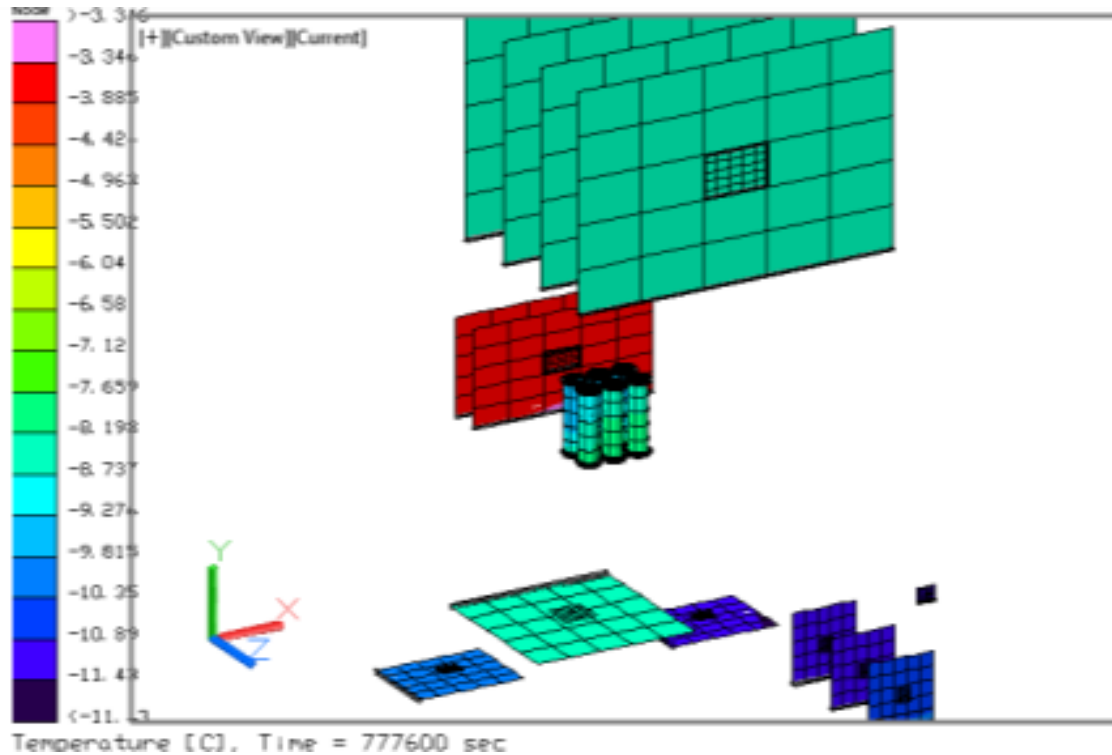


Figura 95. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con celdas escenario C.

De todo anterior se resumen los valores máximos y mínimos por componente en la Tabla 29 para el escenario C en el caso frío con celdas; de la cual se puede observar que las temperaturas máximas son de 80.08 [°C] y de 63.8 [°C] en las paredes expuestas hacia el exterior del espectrómetro y la cámara respectivamente, seguidas de estas la temperaturas del panel, la estructura y el volante de inercia son de 7.7 [°C] y el resto de componentes presenta temperaturas menores a 0 [°C]; lo cual que 5 de las paredes del satélite se encuentran recubiertas totalmente por paneles solares y la sexta pared (cara que apunta hacia la Tierra) solo contiene panel solar para el primer y segundo compartimento ya que en el tercero se encuentra el espectrómetro y la cámara.

La presencia de los paneles solares permite que el satélite disminuya 45 [°C] en su temperatura en comparación con el caso frío sin celdas solares para el mismo escenario, esto solo considerando las propiedades del material de los paneles solares, lo cual influye en la disminución de transferencia de calor por conducción debido a su bajo coeficiente de conducción.

Tabla 29. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con celdas escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-3.35	-3.45
	ACDS Caja	-3.29	-7.28
	ACDS chip	-3.4	-3.41
	Baterías	-7.96	-9.76
	Baterías Caja	-7.96	-12.07
CPU tarjeta	Tarjeta	-8.37	-8.63
	Cámara tarjeta	-10.35	-11.31
	Cámara caja	63.8	-11.89
	Cámara caja in	-10.34	-11.35
	Cámara chip	-10.4	-11.31
CPU chip	Chip	-8.41	-8.55
	CPU caja	-0.0175	-11.47
	Estructura	7.66	-25.99
	MSI Tarjeta	-8.57	-8.63
	MSI caja	80.08	-11.85
	MSI chip	-8.61	-8.61
	Panel	7.6	-25.99
	Rec tarjeta	-9.84	-10.04
	Rec caja	-6.42	-16.73
	Rec chip	-9.94	-9.95
	Tanque	-15.94	-23.46
	Trans tarjeta	-11.24	-11.43
	Trans. caja	-8.71	-17.47
	Trans chip	-11.36	-11.36
	R. de inercia	7.67	-25.99

6.3.1.4.4. Escenario D: 40° de inclinación

El escenario D con 40° de inclinación orbital considerando un caso con las condiciones del ambiente mínimas, es decir, las que se presentan en el solsticio de invierno y si tomar en cuenta la disipación interna del satélite, llamado caso frío y además agregándole celdas solares se observa en la Figura 96, en donde se encuentra la distribución de temperaturas en la estructura y los paneles solares, en donde la pared con un valor máximo de temperatura es la que se encuentra en la parte superior en el plano XZ con 7.4 [°C], además se tienen los valores mínimos con -26.09 [°C] en las paredes laterales del plano YZ; del cual se muestra una distribución simétrica debido a que el sol incide principalmente en dos caras, la cara del plano XY que se muestra en el fondo en la parte inferior de la Figura 96 y la cara del plano XZ ya mencionada. El valor máximo de este escenario disminuyo 20 [°C] con respecto al caso caliente con celdas debido a la ausencia de disipación de calor interna.

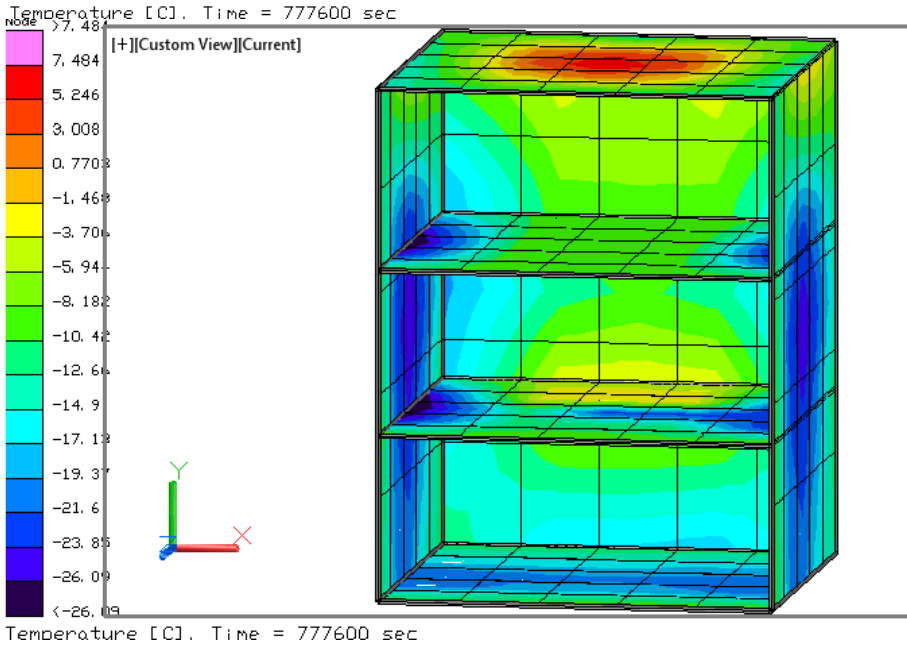
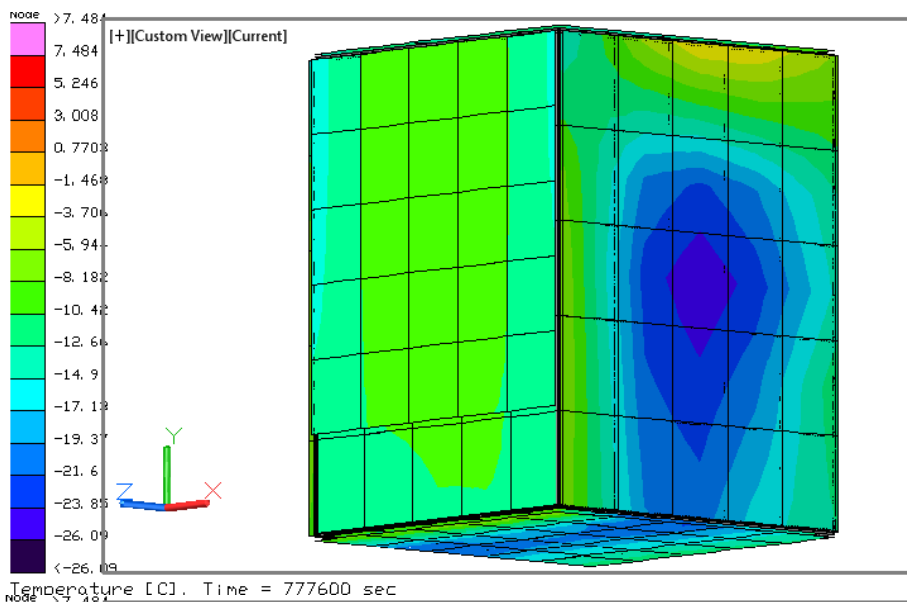
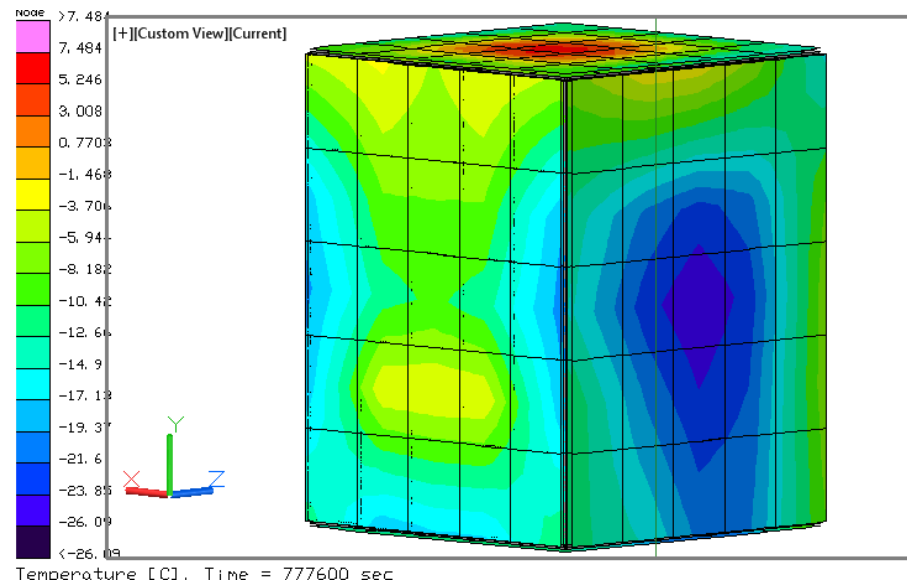


Figura 96. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con celdas escenario D.

La Figura 97 muestra dos vistas de los contenedores de cada uno de los componentes internos, la parte superior muestra los contenedores internos de la cámara en donde se observa que cambia la temperatura desde el contenedor externo a los contenedores internos, donde estos últimos tienen 3.7 [°C]. La cara externa de la cámara donde se encuentra el lente y el transmisor de la misma tiene una temperatura máxima de 63.4 [°C] como se aprecia en la parte inferior de la Figura 97. Esto se debe a la ausencia de paneles solares en la zona donde se encuentran las paredes externas de los contenedores de la carga útil.

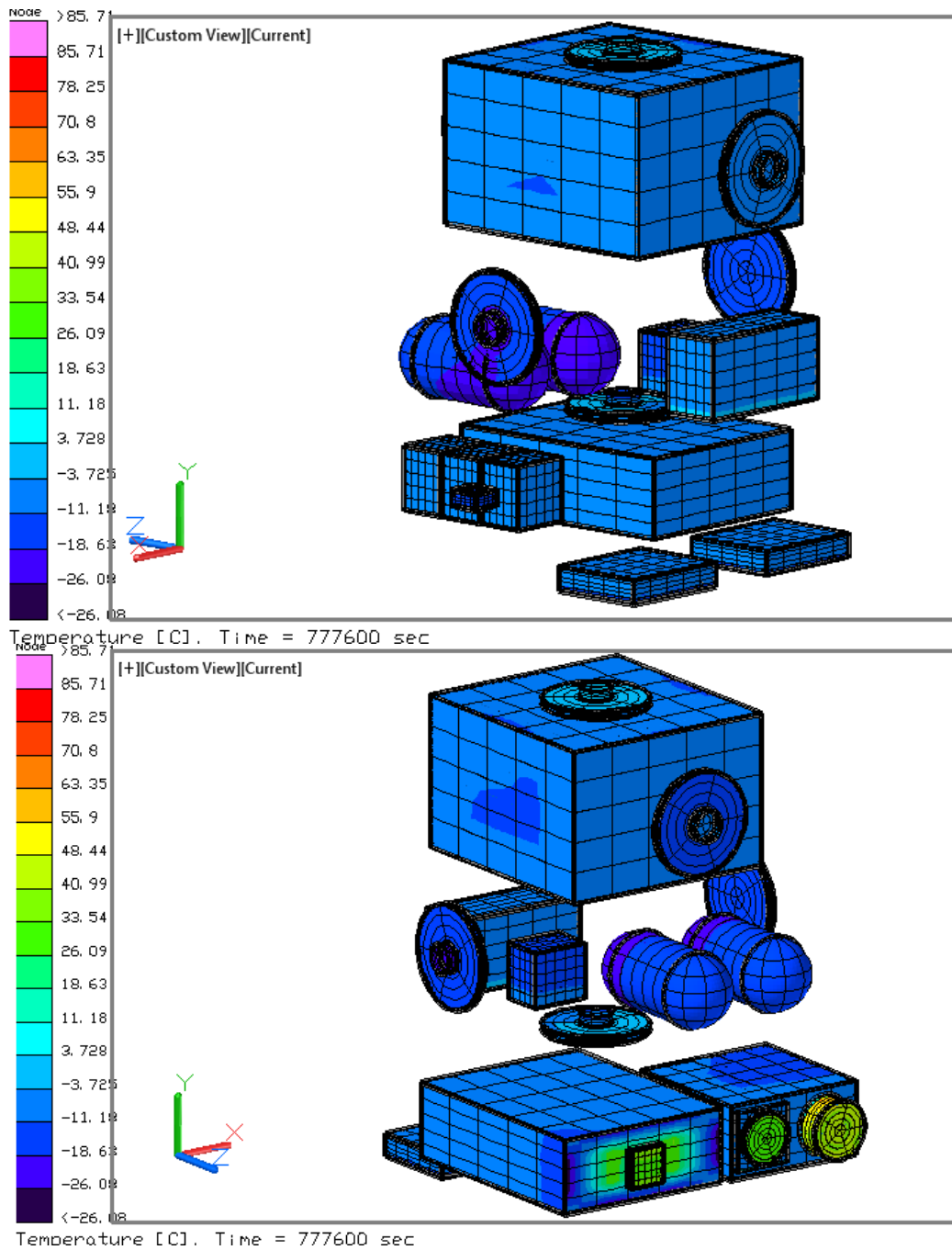


Figura 97. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con celdas escenario D.

La Figura 98 muestra las temperaturas alcanzadas por los circuitos eléctricos de cada subsistema en el caso frío con celdas para el escenario D, en donde de la misma manera que el escenario anterior para el mismo caso, el sistema de distribución y control de potencia es el que cuenta con un valor máximo en la temperatura en comparación con todos los demás componentes, éste es de $-3.7\text{ }^{\circ}\text{C}$, seguido de este se tiene a la computadora de abordó, las baterías y el espectrómetro con $-8.4\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-8.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $-9.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ respectivamente.

Todos con valores menores a cero grados centígrados a diferencia del caso frío sin celdas con valores superiores a los $77.9\text{ }^{\circ}\text{C}$. Estos resultados son muy similares al escenario con 105° de inclinación para el mismo caso, por lo que se puede decir que hasta el momento estos son los casos más extremos en el límite inferior de temperatura.

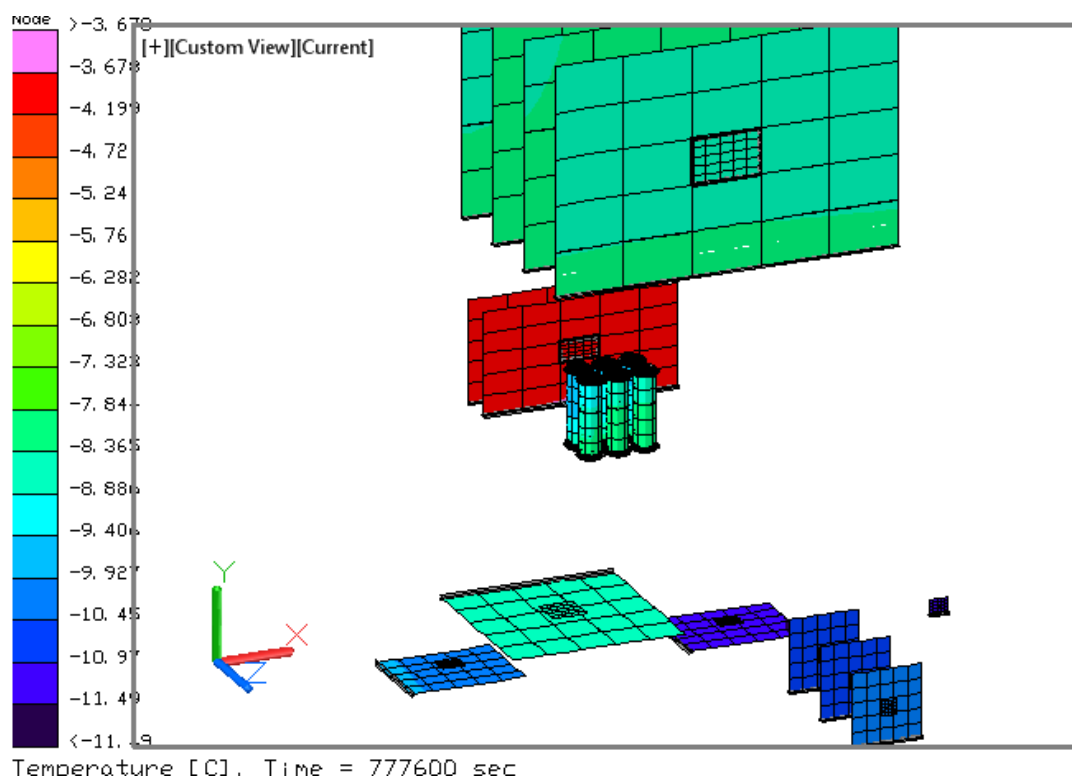


Figura 98. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con celdas escenario D.

Una vez mostrados los resultados de las temperaturas obtenidas por en las figuras anteriores, en donde por cada valor obtenido es asignado un color para representar la variación de temperaturas por componente en el caso frío con celdas, se pueden corroborar estos datos con los puntos máximos y mínimos de cada subsistema en la Tabla 30, en donde se pueden ver a detalle los valores exactos del componente que se requiera o los más críticos como la caja del espectrómetro con $85.71\text{ }^{\circ}\text{C}$ en el punto máximo y los paneles solares con $-26.09\text{ }^{\circ}\text{C}$ en el punto mínimo.

Tabla 30. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con celdas escenario D.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-3.68	-3.78
	ACDS Caja	-3.62	-7.48
	ACDS chip	-3.73	-3.74
	Baterías	-8	-9.77
	Baterías Caja	-7.99	-11.98
CPU tarjeta	Tarjeta	-8.27	-8.52
	Cámara tarjeta	-10.22	-11.24
	Cámara caja	64.41	-11.81
	Cámara caja in	-10.21	-11.28
	Cámara chip	-10.27	-11.24
CPU chip	Chip	-8.31	-8.44
	CPU caja	-0.00445	-11.33
	Estructura	7.48	-26.08
	MSI Tarjeta	-8.49	-8.55
	MSI caja	85.71	-11.76
	MSI chip	-8.53	-8.53
	Panel	7.42	-26.09
	Rec tarjeta	-9.9	-10.1
	Rec caja	-6.45	-16.74
	Rec chip	-10	-10.01
	Tanque	-15.84	-23.29
	Trans tarjeta	-11.3	-11.49
	Trans. caja	-8.74	-17.52
	Trans chip	-11.42	-11.42
	R. de inercia	7.49	-26.08

Capítulo 7. Sistema de control térmico.

Como se ha mencionado al principio de este trabajo de investigación, en sistema de control térmico tiene la función de regular la temperatura de todos los subsistemas para garantizar que operen de manera adecuada a lo largo de toda la misión.

En los resultados del capítulo anterior se observó que el caso más caliente se tiene cuando el satélite se encuentra siempre iluminado, es decir, cuando $\beta=90$, y no presenta paneles solares adheridos a la estructura, en donde las temperaturas van desde 345.5 [°C] hasta 39.7[°C]. Por otro lado el caso más frío se encuentra cuando el satélite presenta eclipses y paneles solares, con un rango de temperaturas de 7.6 [°C] a -25[°C].

De acuerdo a los requerimientos de cada uno de los subsistemas como se indica en la Tabla 32, los rangos de temperatura no se cumplen, por lo que se necesita establecer un control térmico que permita cumplir con las especificaciones de los componentes, es decir, con el rango de las temperaturas de operación de cada subsistema mostrado en la Tabla 31.

Tabla 31. Rangos de temperatura de los componentes del satélite.

Componente	Temperatura de operación [°C]
Control y distribución	-20 a 50
Baterías	-20 a 35
CPU	-20 a 50
Cámara	-20 a 60
Estructura	T fundición 477 a 635
Espectrómetro	-20 a 60
Receptor	-10 a 60
Transmisor	-20 a 50
Ruedas de inercia	-20 a 50
Paneles	-100 a 100
Tanques	-20 a 50

Por lo que se evaluará un sistema de control térmico pasivo ya que no influye dinámicamente en el satélite, es simple, no requiere mantenimiento y por su simplicidad en algunos casos son más baratos que los sistemas activos.

Además de cumplir con los rangos de operación, el sistema de control térmico debe basarse en lo siguiente:

- Que no se degrade con el ambiente (que mantenga sus propiedades ópticas)
- Propiedades ópticas con valores bajos en la relación absorción y emisividad α/ϵ .
- Que permita la expulsión de gases generados en el interior.
- No produzca partículas contaminantes
- Bajo peso
- Bajo costo

La relación absorción-emisión puede ser controlada con recubrimientos blancos o negros dependiendo de la cara del satélite ya sea interna o externa en donde se recomienda para la cara interior color negro con el fin de que absorba la radiación de los componentes internos y no se enfríe, a diferencia de la cara externa del satélite donde conviene que sean pinturas blancas con coeficientes altos de emisión y coeficientes bajos absorción, razón por la que en nuestra primer iteración en nuestro diseño base se añade pintura blanca y negra para determinar si con esto es suficiente para el sistema de control térmico y si no lo es proponer otros tipos de control que permitan cumplir con los requerimientos del sistema de regulación térmica pasivo mostrados en la Tabla 32 y de no ser el caso ver la posibilidad del uso de un sistema activo.

Tabla 32. Requerimientos para el sistema de regulación térmica pasivo aplicado en el satélite Quetzal.

Requerimientos para el sistema de regulación térmica pasivo aplicado en el satélite Quetzal.	
Función	Aislar los componentes del ambiente espacial extremo
Restricciones	<ul style="list-style-type: none"> • Temperaturas de operación • Peso • Costo
Objetivo	Mantener la temperatura del satélite y de sus componentes dentro de sus rangos de operación.
Variables libres	Tipo de Material Espesor

Los resultados obtenidos para este primer análisis (Capítulo 6. Modelo Numérico) se toman como base para poder comparar y determinar los componentes que requieren un sistema de control térmico debido a que las temperaturas sobrepasan los requerimientos térmicos operacionales, por lo cual se realizaron varias iteraciones para determinar el comportamiento de la temperatura del satélite estableciendo las siguientes etapas:

- Etapa 1: con recubrimientos sin considerar los paneles solares
- Etapa 2: cambiando el tipo de material de aluminio 6061-T6 a aluminio 7075-T6 con recubrimientos y paneles solares
- Etapa 3: incluyendo honeycomb entre las paredes de la estructura y los paneles solares, considerando la eficiencia de estos últimos y recubrimientos.
- Etapa 4: conectando pistas térmicas del chip a la estructura con contacto de esquina y con contacto de área.

El resumen de las iteraciones utilizadas para determinar el sistema de control térmico del satélite Quetzal se tiene en la Figura 99.

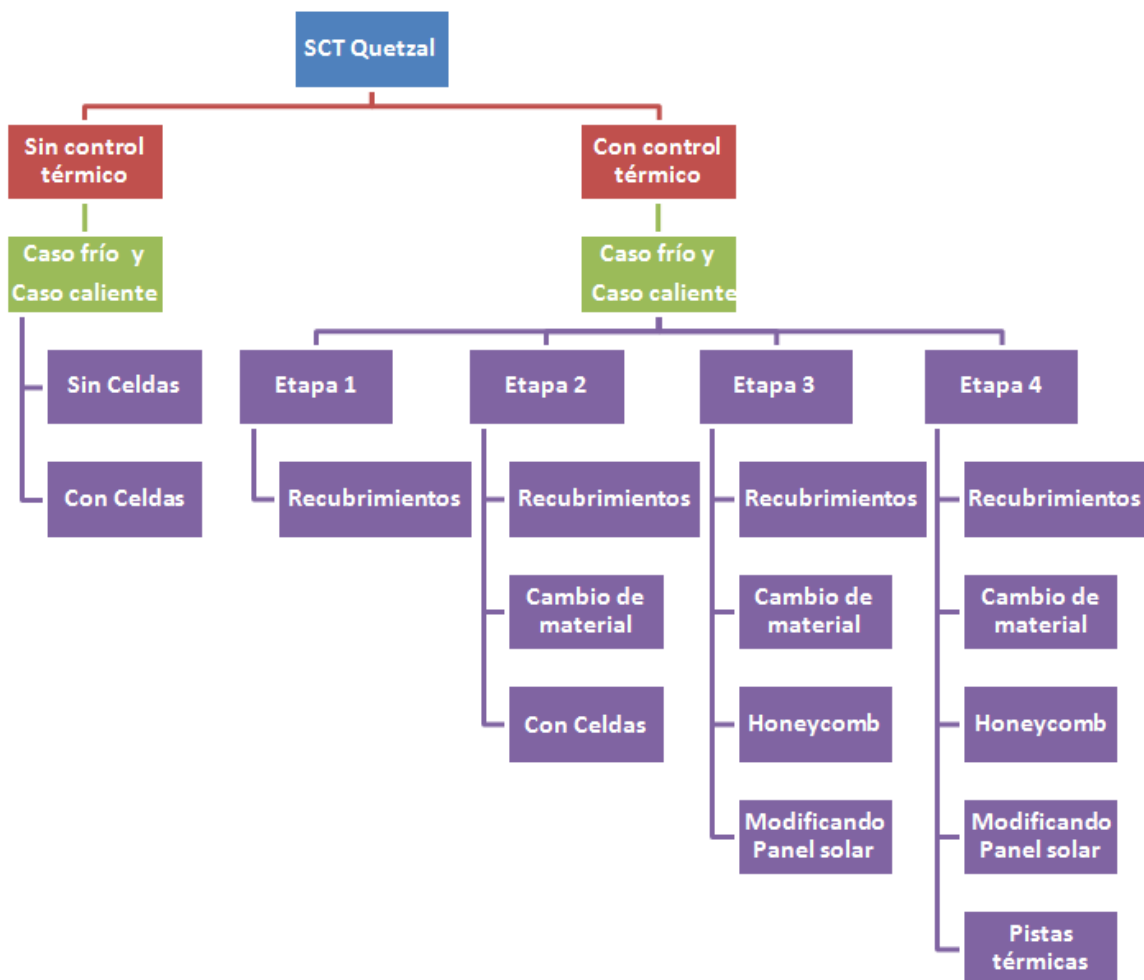


Figura 99. Iteraciones utilizadas en la simulación para determinar el sistema de control térmico del satélite Quetzal.

7.1. Con control térmico.

7.1.1. Etapa 1. Agregando recubrimientos.

En esta sección se simulan un caso frío y un caso caliente con o sin paneles solares para poder determinar el efecto que estos tienen sobre el satélite, esto sin considerar la eficiencia de los paneles y para obtener el caso crítico se supone que los paneles solares son ineficientes y las baterías también. La simulación sólo toma en cuenta las propiedades ópticas del silicio de los paneles solares, los cuales establecen contacto directo sobre la estructura; con el objetivo final de estudiar su comportamiento y determinar los pasos siguientes a la propuesta del sistema en estudio. Además se analiza la importancia de las propiedades ópticas de los recubrimientos como parte de un sistema de control térmico pasivo.

Las simulaciones se van a clasificar por etapas debido a que una vez determinadas las condiciones de frontera reales y estudiado el comportamiento que tienen las diferentes variables sobre el sistema, se podrá determinar el modelado final que nos permitirá dar el siguiente paso para generar un prototipo.

7.1.1.1. Caso Caliente, con pintura:

En esta sección se simulan los cuatro escenarios para el caso caliente y el caso frío con recubrimientos internos y externos en donde la pintura blanca es altamente reflejante lo que nos permite disminuir la temperatura como se observa a continuación:

7.1.1.1.1. Escenario A: Beta 90

En este escenario la diferencia de temperaturas con respecto al caso base sin control térmico (sección 6.3.1) se puede observar en la Tabla 33 la cual se divide en tres secciones, la primera sección compara los puntos críticos obtenidos en ambos casos para la estructura, la segunda sección muestra las diferencias de temperatura en los contenedores de los componentes internos y en la tercera se tienen los valores obtenidos en los circuitos eléctricos.

De la Tabla 33 se puede observar una disminución en la temperatura máxima y mínima en las tres secciones, es decir, la estructura, los contenedores y los circuitos eléctricos, en donde para los dos primeros la temperatura decrece 178.4 [°C] y para la última 155 [°C] en el punto máximo. Esta disminución nos indica que la pintura blanca altamente reflejante contribuye de forma

mayoritaria en la regulación de la temperatura, sin embargo, este tipo de control no es suficiente para que se cumplan con las condiciones requeridas para el funcionamiento de los subsistemas ya que los resultados siguen excediendo los límites de operación de todos los componentes del Quetzal como se observa en la Tabla 33 que muestra una comparación en los límites superiores e inferiores que se tienen en las Figura 51, Figura 52 y Figura 53 para el caso caliente sin recubrimientos y las Figura 100, Figura 101 y Figura 102 para el caso caliente con recubrimientos.

Tabla 33. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario A: Beta 90, caso caliente sin considera paneles solares.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
262[°C]	83.6[°C]	264.4[°C]	83.6[°C]	345.5[°C]	190.5[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
39.7[°C]	-70.4[°C]	48.6[°C]	-70.3[°C]	123.6[°C]	-41.7[°C]

Los valores de este escenario para el caso caliente utilizando recubrimientos y sin paneles solares se puede apreciar en la Figura 100 que nos muestra la distribución de temperaturas en la estructura en tres vistas. En la vista superior se tiene en el plano XZ a la cara hacia el Sol con una temperatura máxima y mínima de 22.02 [°C] y -60.1 [°C], de la misma manera, en el plano YZ se tiene la cara hacia la Tierra con una temperatura máxima 1.45 [°C] y una mínima de -49.8 [°C]. De estas dos caras la que presenta una temperatura mayor que las demás es la que apunta hacia el Sol presentando una distribución en donde en el centro se encuentra el valor más alto se va disminuyendo hacia las esquinas, en donde la esquina que comparte con la cara que apunta hacia la Tierra tiene mayor temperatura que la esquina con la que se une a la cara opuesta a la Tierra.

La vista intermedia muestra en el plano XZ la pared opuesta al Sol con valores máximos y mínimos de 1.49 [°C] y -70.4 [°C] respectivamente, en el plano YZ se tiene la cara opuesta a la Tierra con un límite superior de -8.78 [°C] y -70.4 [°C]. La unión de estas dos paredes es la zona donde el satélite presenta menor temperatura debido a que el Sol no incide directamente.

En la vista inferior se observa el interior del satélite ocultando la cara que apunta hacia la Tierra, en donde las divisorias presentan mayor temperatura en la esquina contigua a la cara en la que el Sol incide directamente, por el contrario la esquina fronteriza a la cara opuesta al Sol presenta zonas de menor temperatura, de la misma forma que las caras de avance y de retroceso del satélite ubicadas en el plano XY.

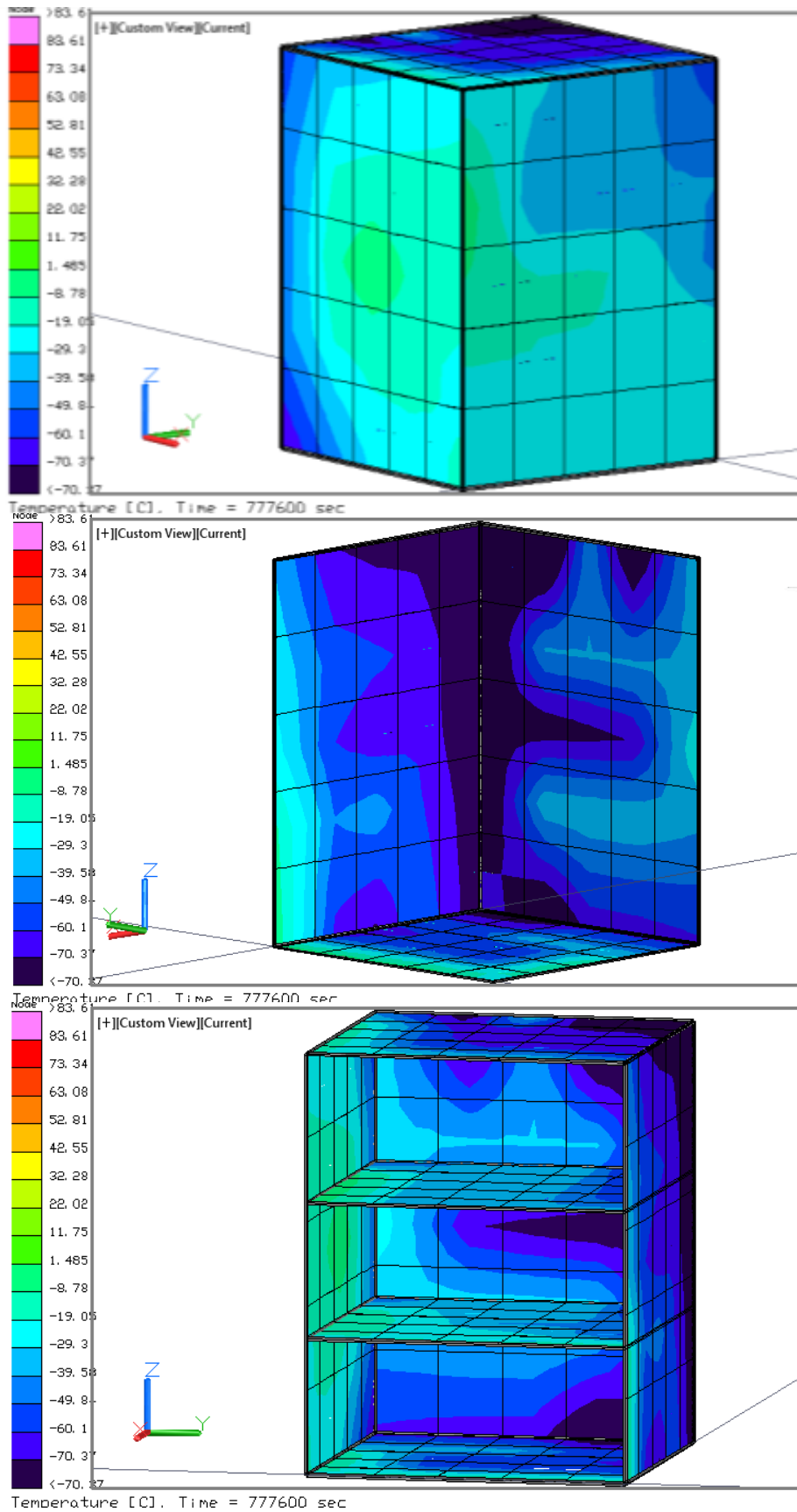


Figura 100. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario A.

El recubrimiento utilizado para los contenedores de los componentes fue pintura negra de tal manera que está absorba el calor disipado por los dispositivos internos. Los resultados obtenidos a partir de la simulación se aprecian en la Figura 101, en donde se observa que el lente de la cámara es el que alcanza la temperatura máxima con 83.61 [°C], la zona que presenta temperatura mínima es la esquina del contenedor de la computadora de abordo que se encuentra adyacente a la cara opuesta a la Tierra, alcanzando un valor de -70.37 [°C].

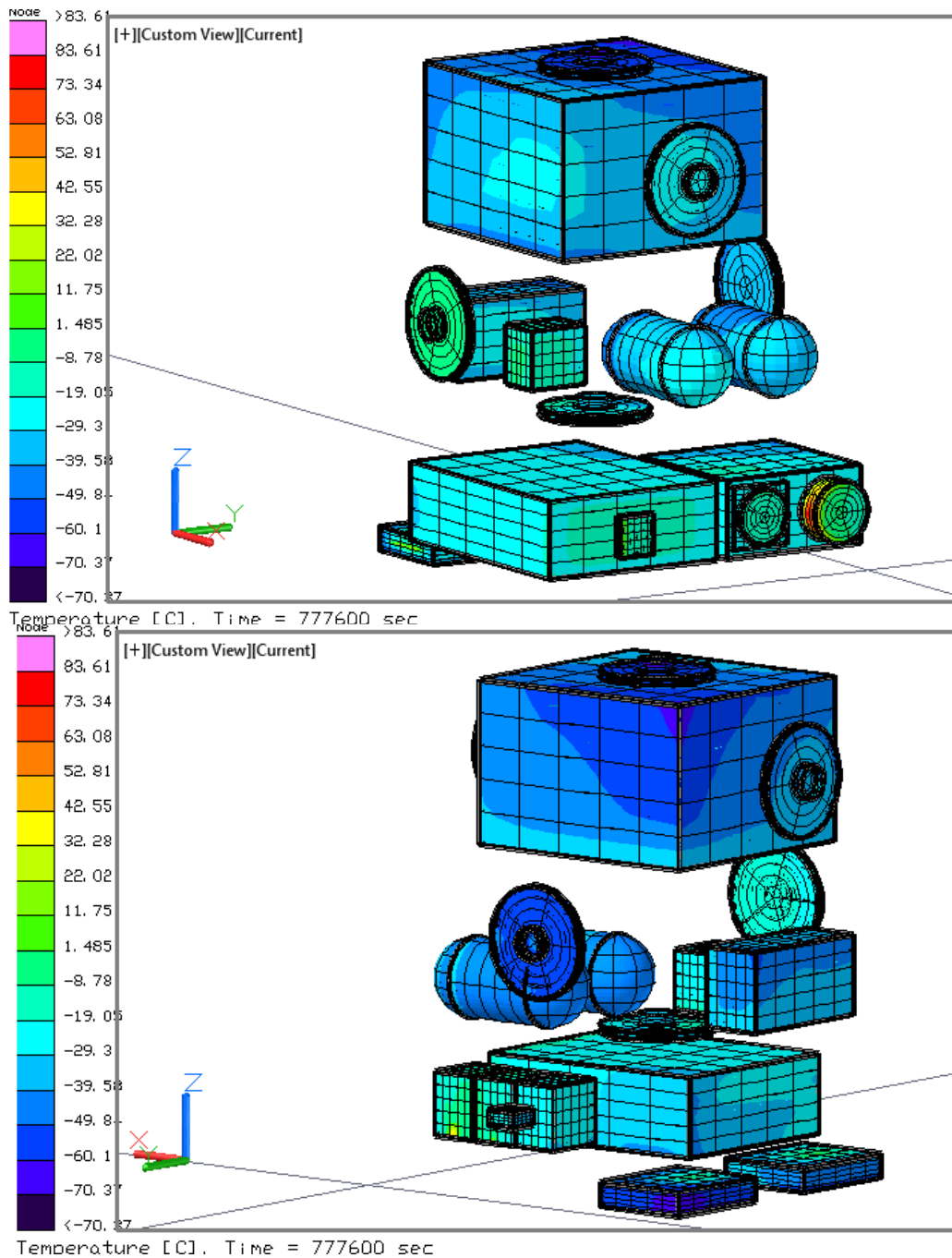


Figura 101. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario A.

El dispositivo electrónico que alcanza una temperatura mayor del resto de los demás componentes es el chip de la cámara con 190.5 [°C] valor que disminuyo con el uso de acabados superficiales desde los 345.5 [°C], lo cual confirma que este método se debe utilizar pero en conjunto con otros, ya que si disminuye la temperatura, sin embargo sigue siendo superior a la temperatura de operación de la cámara como se puede observar en la Figura 102.

El receptor, el transmisor, las baterías y el sistema de distribución y control son componentes que también presentan temperaturas altas con valores de 35.69 [°C] y 20.21[°C]. Las temperaturas de estos componentes para el mismo escenario sin recubrimientos se encuentran por arriba de los 100 [°C]. Por lo que podemos decir que los acabados superficiales son útiles en el análisis, en donde la mayoría de la radiación que se incide sobre las paredes del satélite, es reflejada hacia el ambiente espacial, evitando que la estructura la absorba y conduzca el calor a través de todos los componentes.

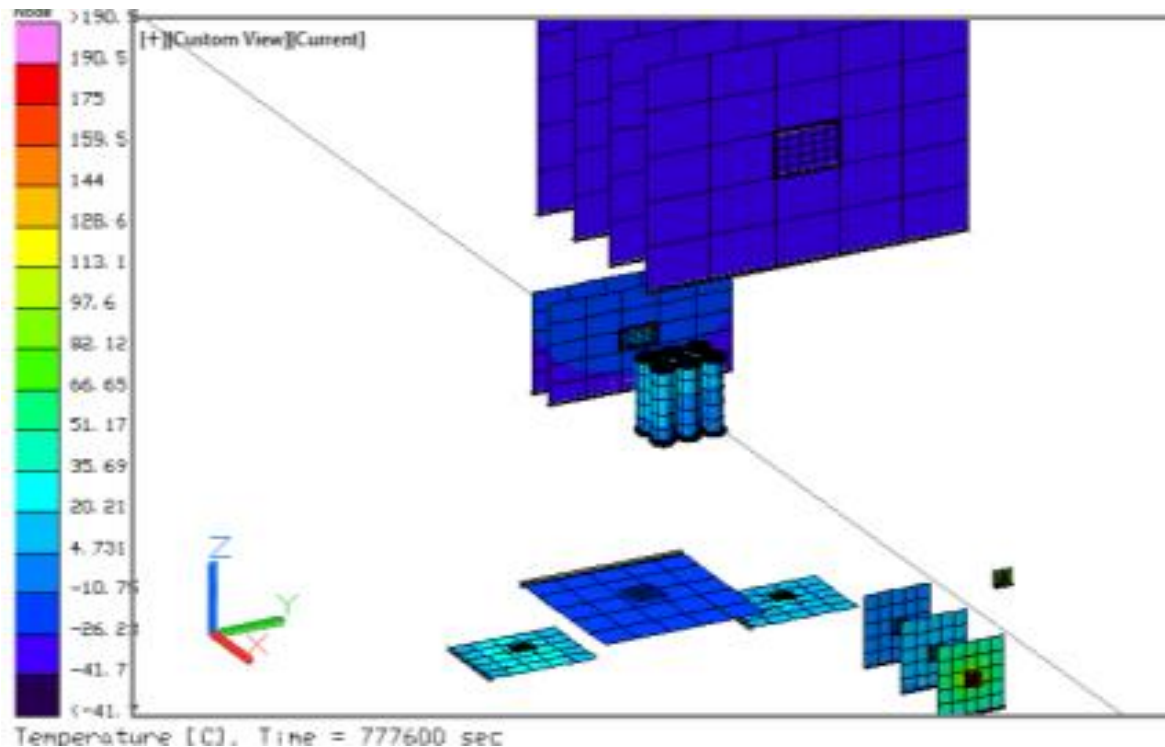


Figura 102. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario A.

Las temperaturas máximas y mínimas por componente obtenidas en el caso caliente para el escenario A, con acabados superficiales y sin considerar el uso de celdas solares se presentan en la Tabla 34.

El componente con la más baja temperatura es el habitáculo de la computadora de abordo con -59.34 [°C] el cual también ser tomado en cuenta para la propuesta del sistema de control térmico ya que este valor sobre pasa el límite inferior de la temperatura de operación, corriendo el riesgo de que se pueda congelar.

Tabla 34. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-5.34	-30.74
	ACDS Caja	-22.84	-49.18
	ACDS chip	10.62	0.04
	Baterías	24.23	11.09
	Baterías Caja	-4.52	27.09
CPU tarjeta	Tarjeta	-32.65	-41.7
	Cámara tarjeta	132.29	-8.99
	Cámara caja	77.37	42.58
	Cámara caja in	83.61	34.95
	Cámara chip	190.47	8.77
CPU chip	Chip	-32.15	-34.21
	CPU caja	-27.87	-59.34
	Estructura	-0.71	-82.51
	MSI Tarjeta	-17.52	-22.07
	MSI caja	79.24	-39.78
	MSI chip	-15.37	-15.39
	Rec tarjeta	34.8	8.78
	Rec caja	19.45	-54.41
	Rec chip	60.25	0.15
	Tanque	-25.58	-46.75
	Trans tarjeta	27.97	1.9
	Trans. caja	12.3	-70.37
	Trans chip	53.51	3.41
	R. de inercia	-0.71	-66.63

7.1.1.1.2. Escenario B: Beta 0

De aquí se puede observar que el ángulo de proyección del sol y la inclinación de la órbita influye en la adquisición de calor del satélite, ya que para la estructura la temperatura es menor que en el escenario A, sin embargo, el sol incide en la cara contigua a las baterías por lo que eleva su temperatura más que en el escenario donde $\beta=90$ como se muestra en la Tabla 35. En la Figura 103 se puede observar como varía la temperatura para este caso donde se ha aplicado pintura blanca y negra y los valores decrecen de notablemente en la estructura, los contenedores y los circuitos eléctricos.

Tabla 35. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario B: Beta 0, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
176.3[°C]	30.2[°C]	248.2[°C]	106.7[°C]	347.5[°C]	212.4[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
78.8[°C]	-41.7[°C]	78.8[°C]	-41.7[°C]	122.8[°C]	15.3[°C]

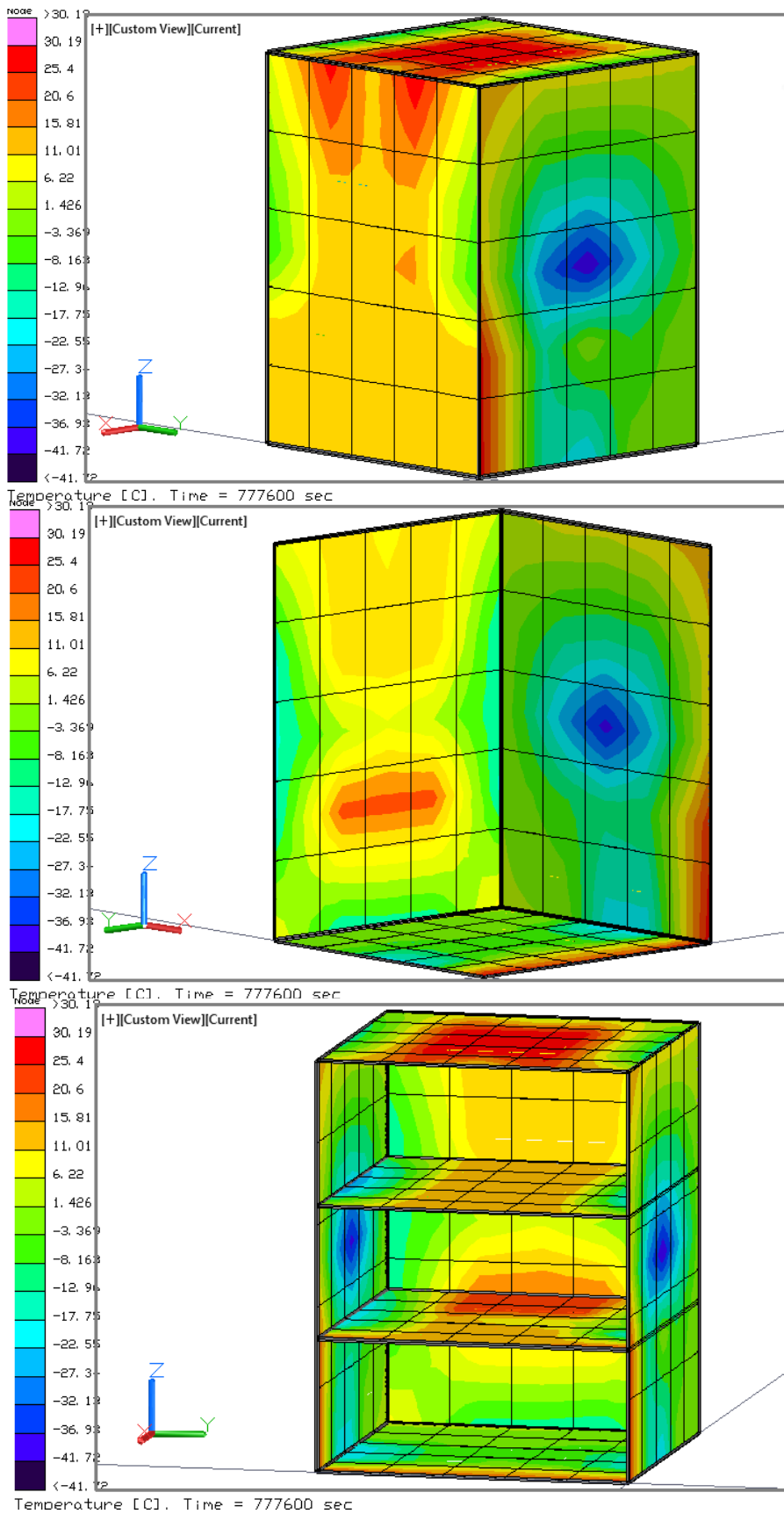


Figura 103. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario B.

Si se compara este escenario con el anterior, se puede observar que en éste, el límite superior es mayor (106.7 [°C]) que en el escenario A (83.6 [°C]) lo cual se debe a la inclinación orbital ya que la radiación del Sol se distribuye a lo largo de la cara opuesta a la Tierra en el plano YZ y la cara de avance del satélite ubicada en el plano XZ. Los componentes con mayor temperatura son los contenedores de la cámara con 57.19 [°C], el sistema de distribución y control con 37.41 [°C], el transmisor con 47.3 [°C], el receptor 47.3 y el CPU 27.52 [°C] como se tiene en la Figura 104.

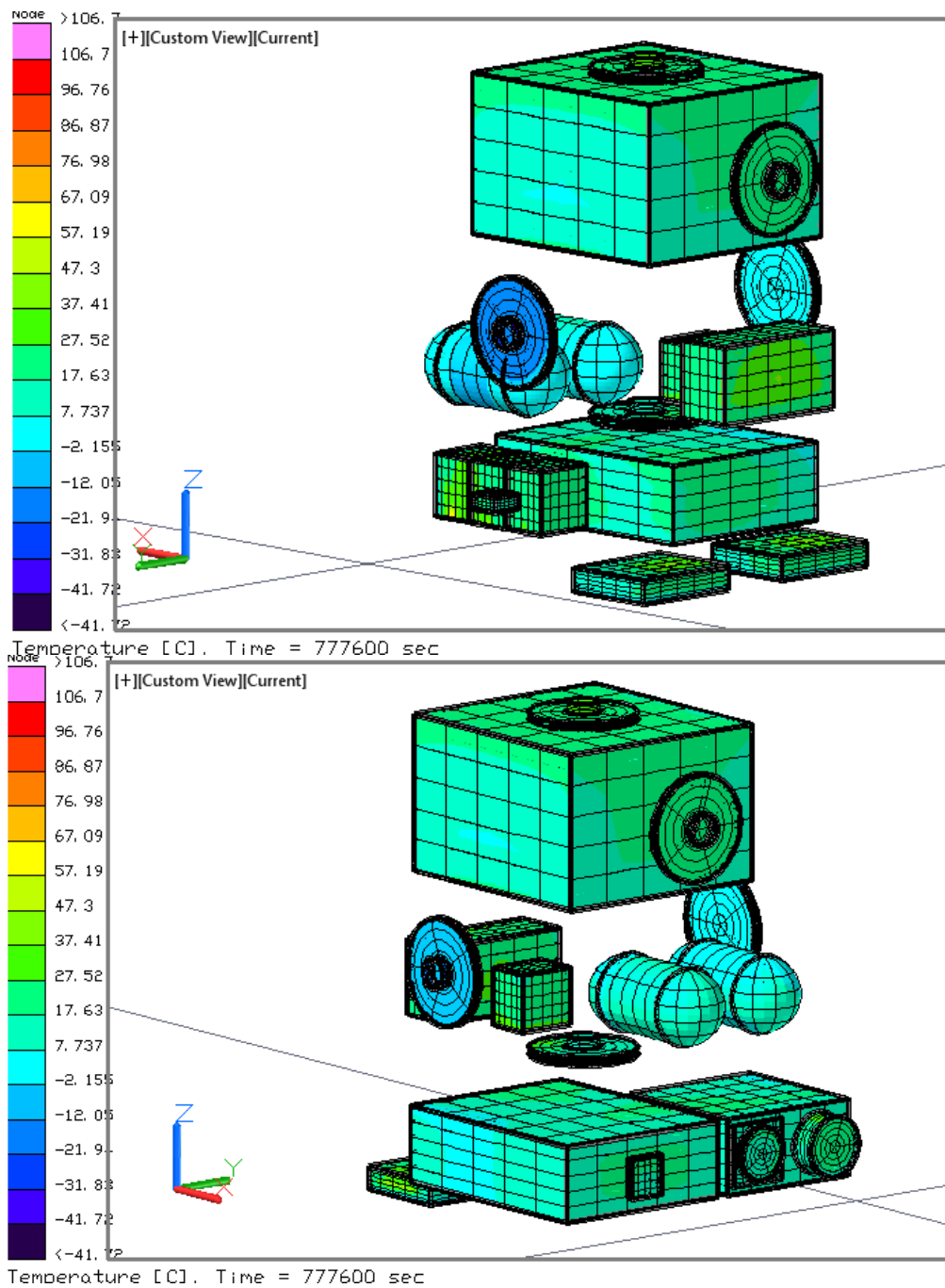


Figura 104. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario B.

De aquí se puede observar que la temperatura disminuyó con respecto al caso caliente, sin celdas y sin recubrimientos ya que en este último los valores de temperatura para los componentes con mayor temperatura se encuentran por arriba de los 180 [°C] y con respecto al caso caliente, con celdas y sin acabados superficiales los valores alcanzados se encuentran por arriba de los 125 [°C], por lo que se puede concluir que los acabados superficiales permiten un decrecimiento mayor en la temperatura que las celdas solares, por lo que en las siguientes iteraciones se debe considerar el uso de estos dos factores para determinar el comportamiento que el satélite presente.

En el caso de los circuitos la temperatura máxima es alcanzada por el chip de la cámara con 212.43 [°C], la cual es 3 [°C] mayor que el escenario A del mismo caso y menor 135.1 [°C] que el mismo escenario del caso caliente sin pintura y sin celdas como se observa en la Figura 105, por lo que el uso de estos recubrimientos es de gran importancia por lo que se seguirá considerando para las siguientes iteraciones.

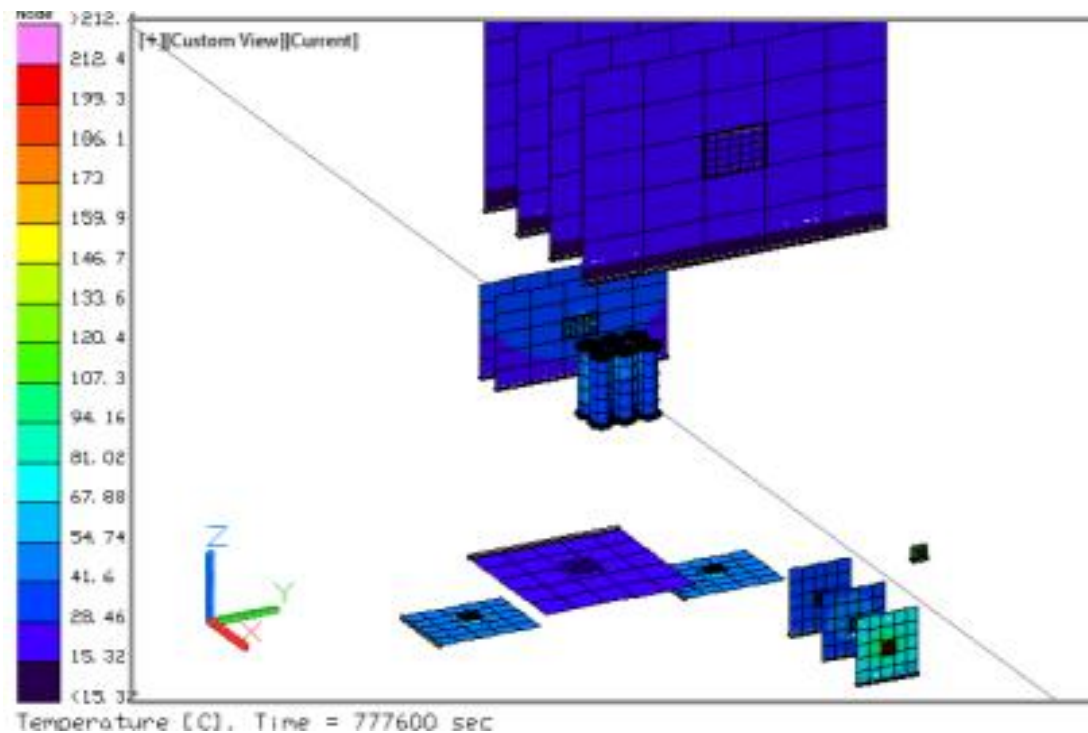


Figura 105. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario B.

Las temperaturas máximas y mínimas por componente obtenidas en esta simulación se pueden observar en la Tabla 36, en donde se pueden corroborar los valores de las figuras anteriores. Ya se han mencionado las temperaturas máximas alcanzadas, sin embargo, los componentes con una temperatura mínima son la estructura y las ruedas de inercia con un valor de -41.72 [°C] y el contenedor de la cámara con 0.03 [°C]. El primero supera el límite inferior de operación del componente por lo que requiere ser analizado para el sistema de control térmico.

Tabla 36. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	49.03	4.07
	ACDS Caja	38.12	5.6
	ACDS chip	64.7	3.98
	Baterías	53.48	8.63
	Baterías Caja	36.32	6.54
CPU tarjeta	Tarjeta	21.7	5.32
	Cámara tarjeta	151.82	32.36
	Cámara caja	30.03	0.03
	Cámara caja in	106.65	13.78
	Cámara chip	212.43	49.2
CPU chip	Chip	21.94	1.68
	CPU caja	26.84	0.35
	Estructura	30.19	-41.72
	MSI Tarjeta	23.66	9.21
	MSI caja	35.61	4.8
	MSI chip	25.76	5.72
	Rec tarjeta	61.44	5.71
	Rec caja	54.22	2.22
	Rec chip	86.76	6.66
	Tanque	16.84	7.21
	Trans tarjeta	60.53	4.85
	Trans. caja	45.35	3.67
	Trans chip	85.9	5.77
	R. de inercia	33.12	-41.72

7.1.1.1.3. Escenario C: 105° de inclinación

Como se ha presentado en los escenarios anteriores de esta sección, aquí se presenta una comparación de las temperaturas obtenidas antes y después del control térmico pasivo, teniendo un punto crítico en el habitáculo de las baterías y en el chip de la cámara como se puede observar en la Tabla 37 y en la Figura 106.

Tabla 37. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario C: 105° de inclinación, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
176.1[°C]	30[°C]	248.1[°C]	98.7[°C]	348.4[°C]	204.95[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
78.4[°C]	-44.4[°C]	78.4[°C]	-44.4[°C]	137.2[°C]	1.8[°C]

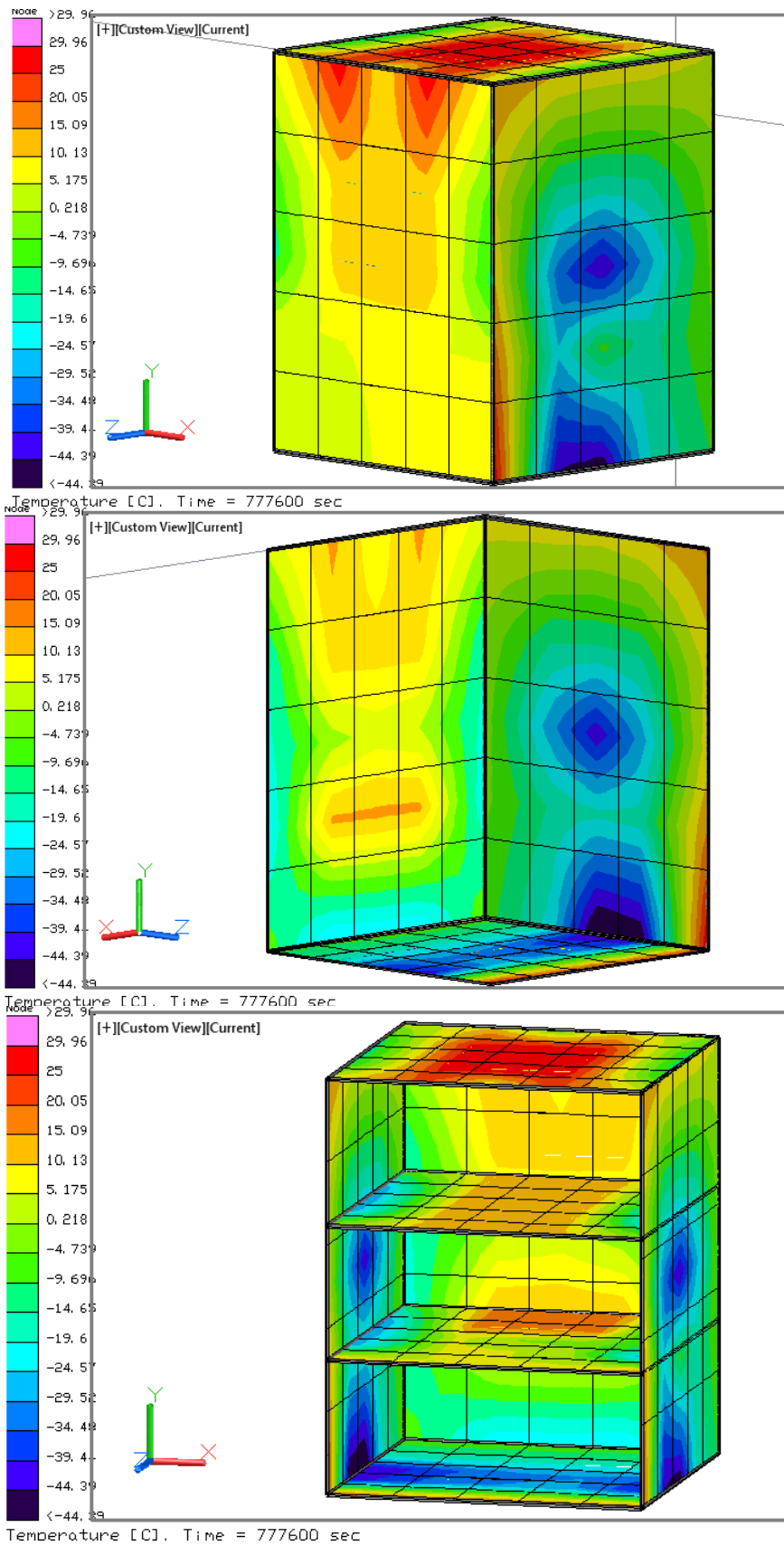


Figura 106. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario C.

La distribución de temperaturas en la Figura 106 en la estructura del satélite es similar a la del escenario B variando en un grado el valor del límite superior y en dos el límite inferior.

La comparación de los casos con y sin recubrimientos nos muestra lo beneficioso que es utilizarlos ya que la temperatura disminuyó alrededor de 150 [°C]. Las cajas internas se encuentran en un rango de -44.29 a 98.77 [°C] como se observa en la Figura 107 en donde los máximos valores de temperatura se tienen en los habitáculos de la cámara, el sistema de distribución y control y la computadora de abordo con 60.59 [°C], 41.5 [°C] y 51.05 [°C] respectivamente.

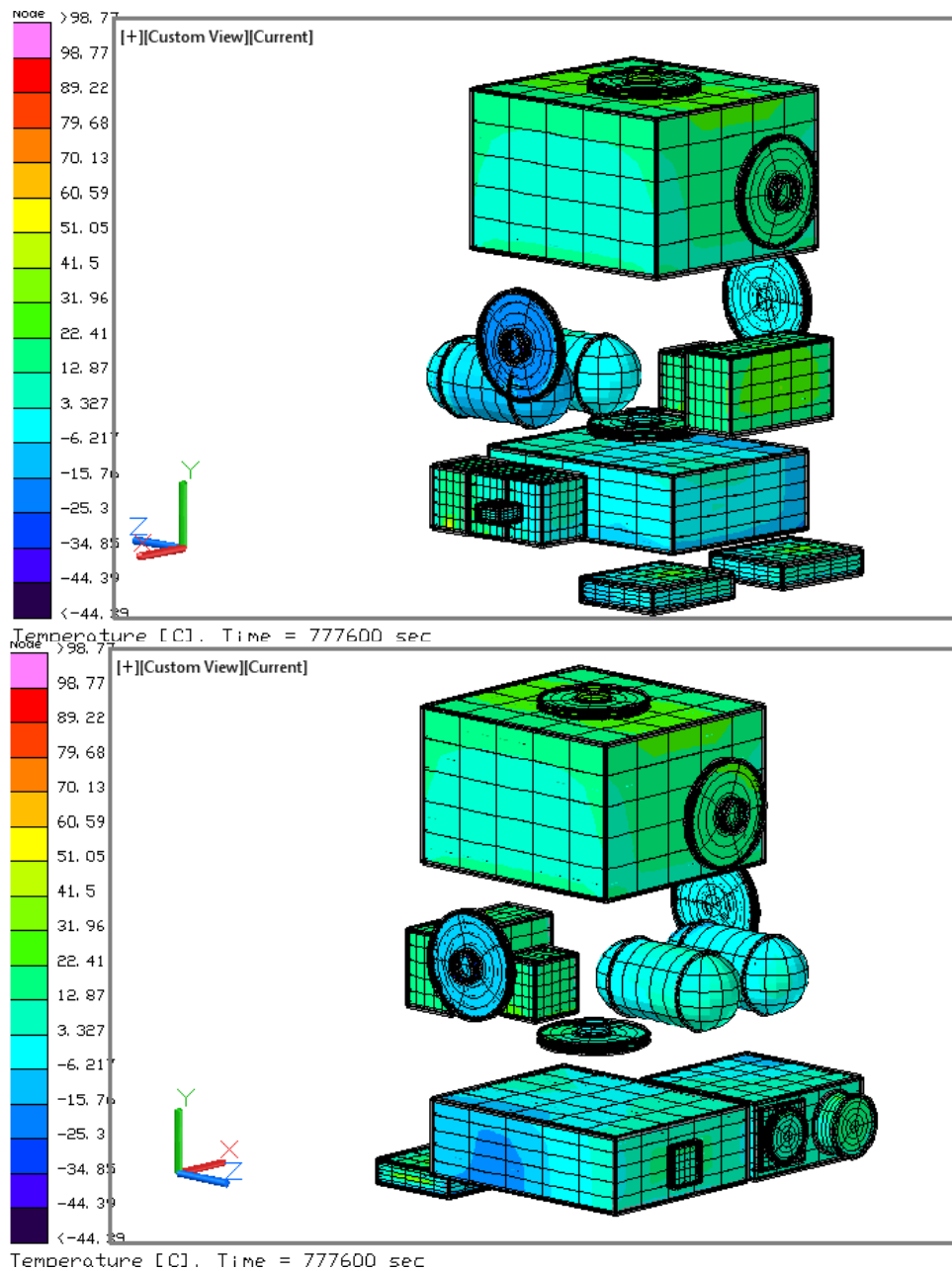


Figura 107. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario C.

El chip de la cámara como en todos los escenarios anteriores es el componente con mayor temperatura tomando un valor de 205 [°C], el cual es 7[°C] menor que el escenario anterior y esta 144 [°C] por debajo del caso caliente sin recubrimientos. Además de éste las baterías, el sistema de control y distribución, el transmisor y el receptor tienen temperaturas mayores a las de los demás dispositivos internos con valores de 49.36 [°C], 42.66 [°C] y 76.89 [°C] y 77.44 [°C] respectivamente, esto con respecto a la Figura 108.

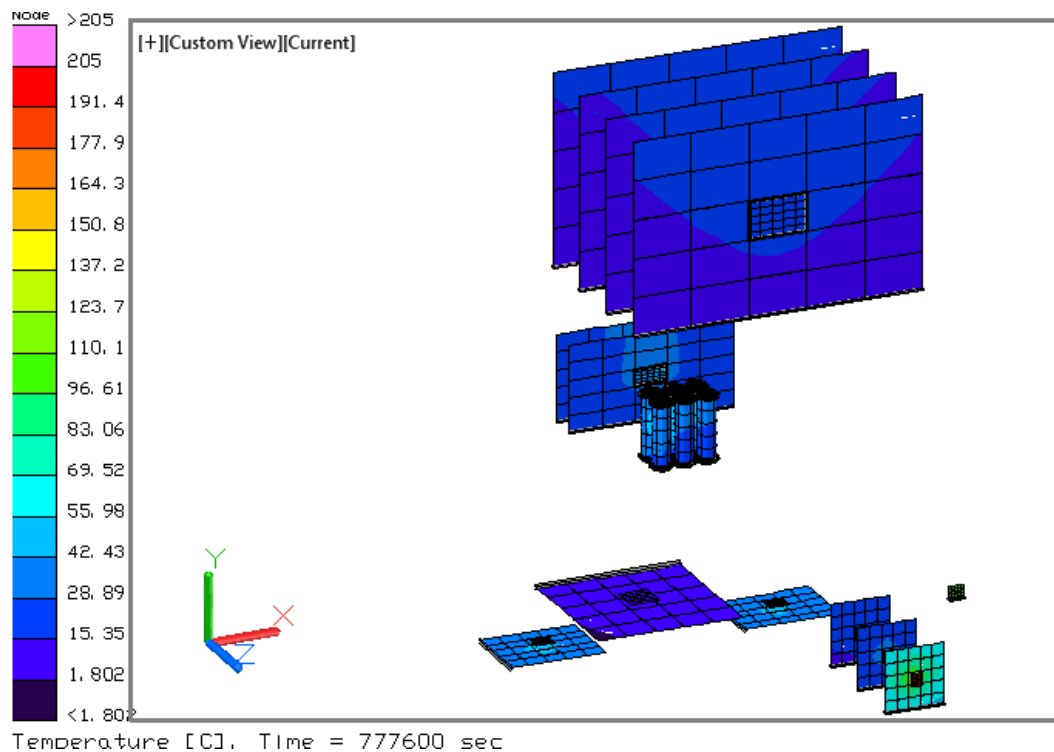


Figura 108. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario C.

Debido a que la diferencia de colores muestra un rango de valores que los componentes internos toman con respecto al tiempo, en la Tabla 38 se presentan los valores máximos y mínimos alcanzados por cada uno de estos con el fin de corroborar los resultados de las figuras con los límites superiores e inferiores que se tienen el valor máximo de todo el satélite en el chip de la cámara y el valor mínimo en las ruedas de inercia y en la estructura ambos con -44.39 [°C] , de la misma manera que en el escenario anterior.

En comparación con el escenario C de el caso caliente sin acabados superficiales se puede ver en esta sección que las temperaturas descienden por debajo de 0 [°C] ya que en el escenario sin control térmico la temperatura mínima general es de 78.43 [°C].

Tabla 38. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	42.66	7.4
	ACDS Caja	32.33	0.79
	ACDS chip	58.38	7.62
	Baterías	49.36	1.64
	Baterías Caja	31.14	1.81
CPU tarjeta	Tarjeta	19.25	2.54
	Cámara tarjeta	143.84	13.74
	Cámara caja	23.71	14.34
	Cámara caja in	98.77	5.03
	Cámara chip	204.95	31.36
CPU chip	Chip	19.6	9.19
	CPU caja	25.48	0.69
	Estructura	29.96	-44.39
	MSI Tarjeta	6.21	1.80
	MSI caja	24.33	-19.89
	MSI chip	8.37	8.34
	Rec tarjeta	52.07	6.03
	Rec caja	41.81	19.76
	Rec chip	77.44	7.34
	Tanque	11.29	13.21
	Trans tarjeta	51.47	5.51
	Trans. caja	36.24	19.37
	Trans chip	76.89	6.78
	R. de inercia	31.9	-44.39

7.1.1.1.4. Escenario D: 40° de inclinación

En este caso las temperaturas en la estructuras son similares al escenario C sin embargo la incidencia de la luz solar difiere en las caras de la estructura ocasionando que la temperatura disminuya en las baterías por lo que se puede concluir que el caso más crítico para las baterías se define cuando la inclinación orbital es de 105°; por lo que es recomendable realizar un reacomodo de las baterías dentro el panel divisorio para poder evitar el sobrecalentamiento de estas. Por otro lado el chip de la cámara permanece con temperaturas muy elevadas (212.2 [°C]) y es un punto que se debe analizar en etapas posteriores.

Los resultados se resumen en tres secciones para poder observar los gradientes de temperatura en la estructura, las cajas internas y los circuitos eléctricos, como se tiene en la Tabla 37.

Tabla 39. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario D: 40° de inclinación, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
176.2[°C]	30.9[°C]	249.4[°C]	106.4[°C]	341.4[°C]	212.2[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
78.2[°C]	-42.1[°C]	78.2[°C]	-42.1[°C]	122.7[°C]	15.4[°C]

De la Figura 109 se pueden observar las temperaturas que se obtienen en la estructura a partir de las cargas térmicas que se generan sobre el satélite en el solsticio de verano y con 40° de inclinación orbital, en donde el Quetzal se encuentra recubierto con pintura blanca en la parte exterior y pintura negra en el interior.

Se observa una distribución simétrica con respecto al plano XZ, en donde las zonas frías con temperaturas de -42.06 [°C] a -3.16 [°C], se encuentran en las caras laterales llamadas cara sur (la de la derecha) y cara norte (la de la izquierda) en la vista inferior de la Figura 109.

En las vistas superior e inferior se aprecia la cara con mayor temperatura en el plano XY llamada cara de avance del satélite, seguida de la cara opuesta a la Tierra en el plano YZ de la vista superior ambas con valores de 30.87 [°C] a 6.56 [°C].

En la vista de en medio en el plano XZ se tiene la cara que apunta hacia la Tierra todo el tiempo en donde en su parte inferior muestra una distribución de temperatura constante de 11.42 [°C] y en la parte superior tiene temperaturas desde 1.69 [°C] a 30.87 [°C], en donde los valores más altos se encuentran en las colindancias con la cara de avance del satélite.

La vista inferior de la Figura 109 muestra la parte interior de la estructura ocultando la cara en el plano YZ que apunta hacia la Tierra, esto con el fin de observar las temperaturas obtenidas en las caras divisorias de cada compartimento en donde la divisoria inferior alcanza una temperatura máxima de 21.15 [°C] en la zona donde se encuentra el sistema de distribución y control de potencia y las baterías; por otro lado la zona de menor temperatura se tiene en las uniones adyacentes a las caras sur y norte con un valor de -12.89 [°C], aquí se encuentran los tanques de propulsión.

En la divisoria superior que se encuentra entre el compartimento 1 y 2 la temperatura es constante en el centro tomando un valor de 16.28 [°C] que es el lugar donde se tiene la computadora de abordo y en las esquinas se tiene una temperatura de -12.89 [°C].

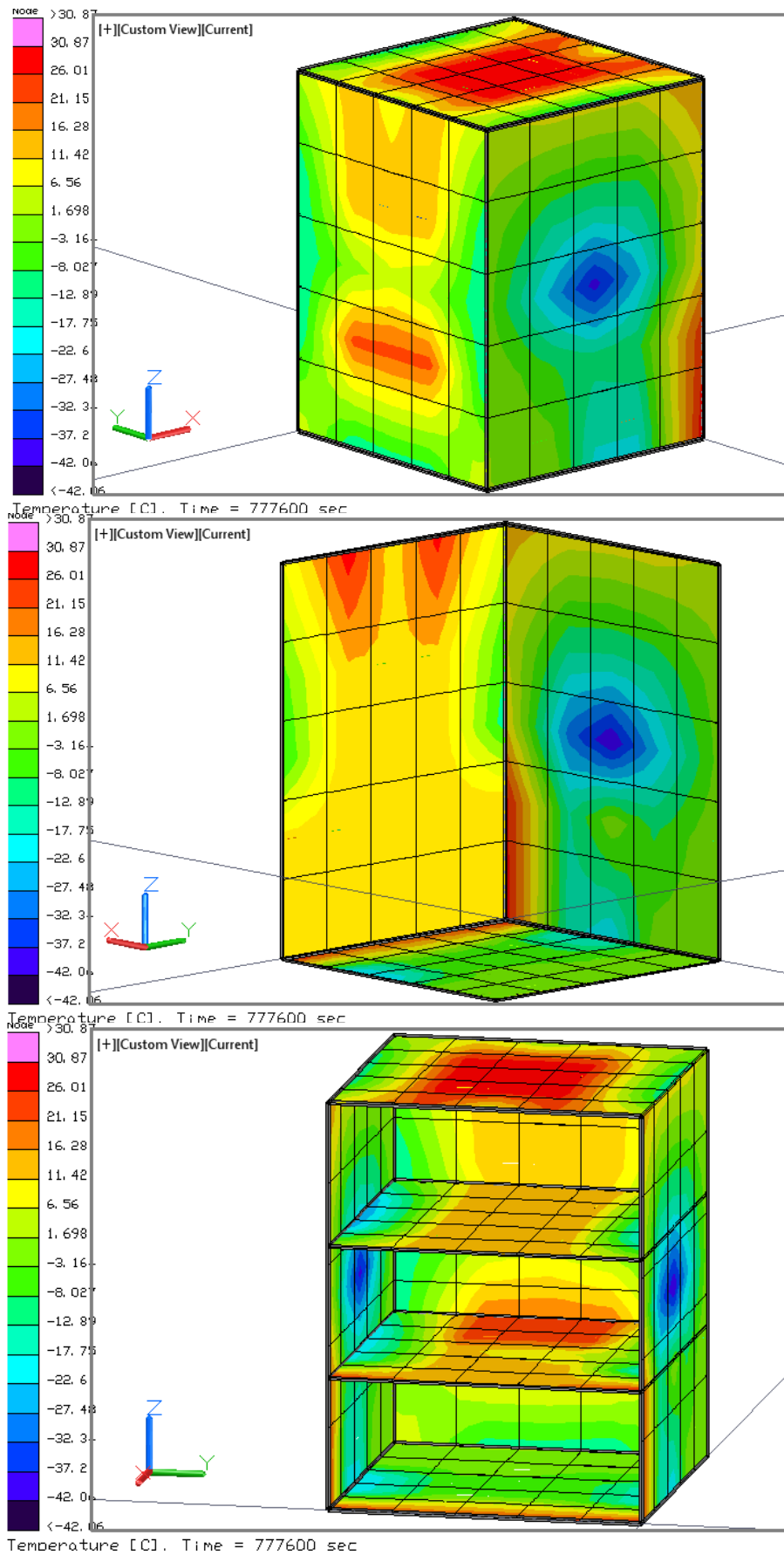


Figura 109. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario D.

Los resultados obtenidos en las cajas contenedoras de los dispositivos internos y las ruedas de inercia, en donde los contenedores con mayor temperatura son el de la cámara, el del receptor, el del transmisor y el del sistema de control y distribución con valores de 106.37 [°C], 54.23 [°C], 45.9 [°C] y 37.74 [°C] respectivamente. La disminución de temperaturas para estos componentes es mayor a los 120 [°C] con respecto al caso caliente sin control térmico y sin celdas como se puede observar en la Figura 110.

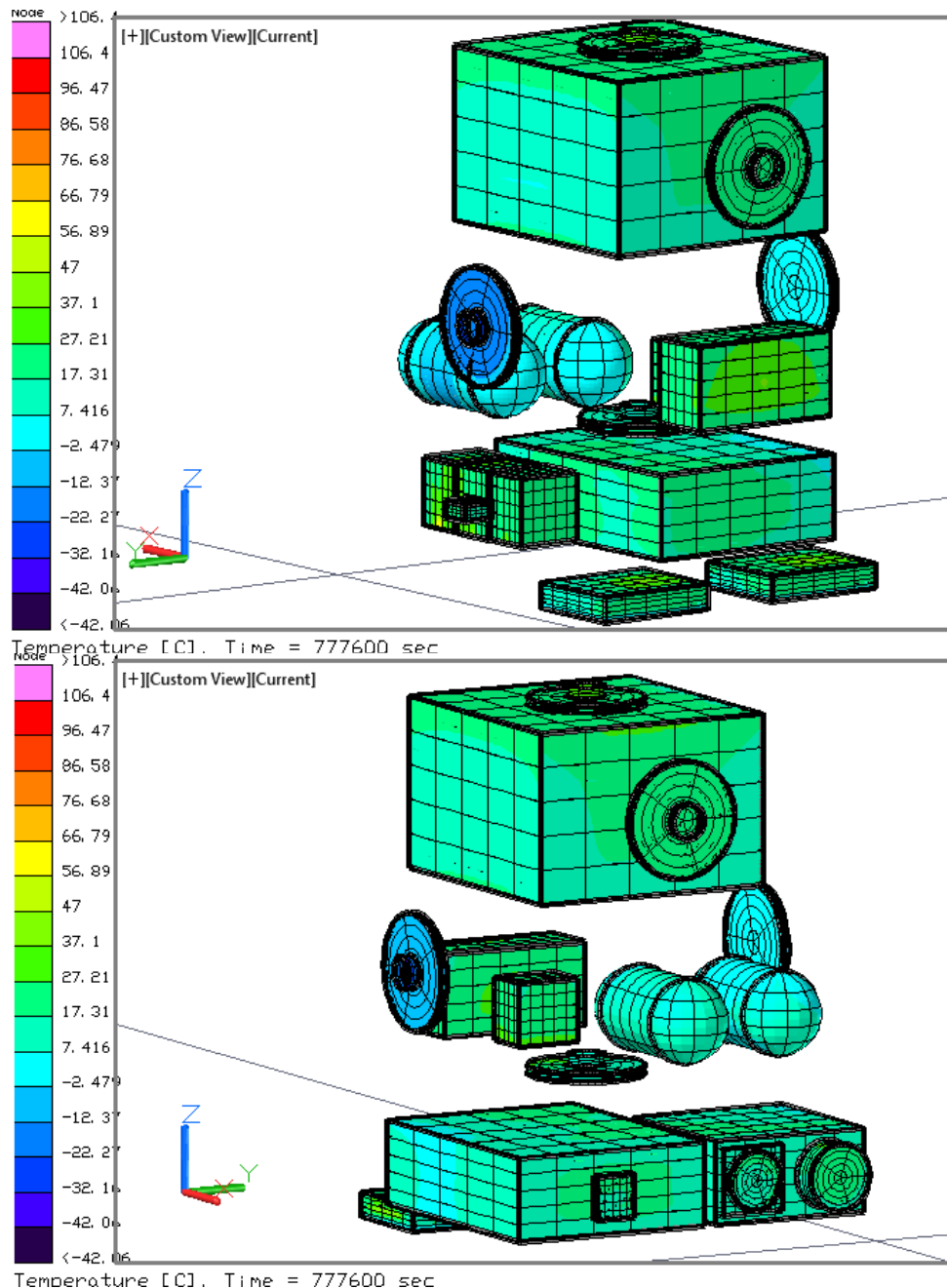


Figura 110. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario D.

En la Figura 111 se tiene la distribución de temperaturas en los dispositivos internods, en donde es de gran importancia analizarlos ya que de aquí depende la propuesta del sistema de control térmico. Como en todos los casos y escenarios anteriores la temperatura del chip de la cámara continua siendo el punto más crítico en donde para este escenario tomo el valor de 212.2 [°C], seguida del receptor 87[°C], el transmisor 86.43 [°C], el sistema de control y distribución 64.77 [°C], y las baterías 53.48 [°C] valores que subieron entre los 5 [°C] y los 10 [°C] con respecto del escenario C para el mismo caso.

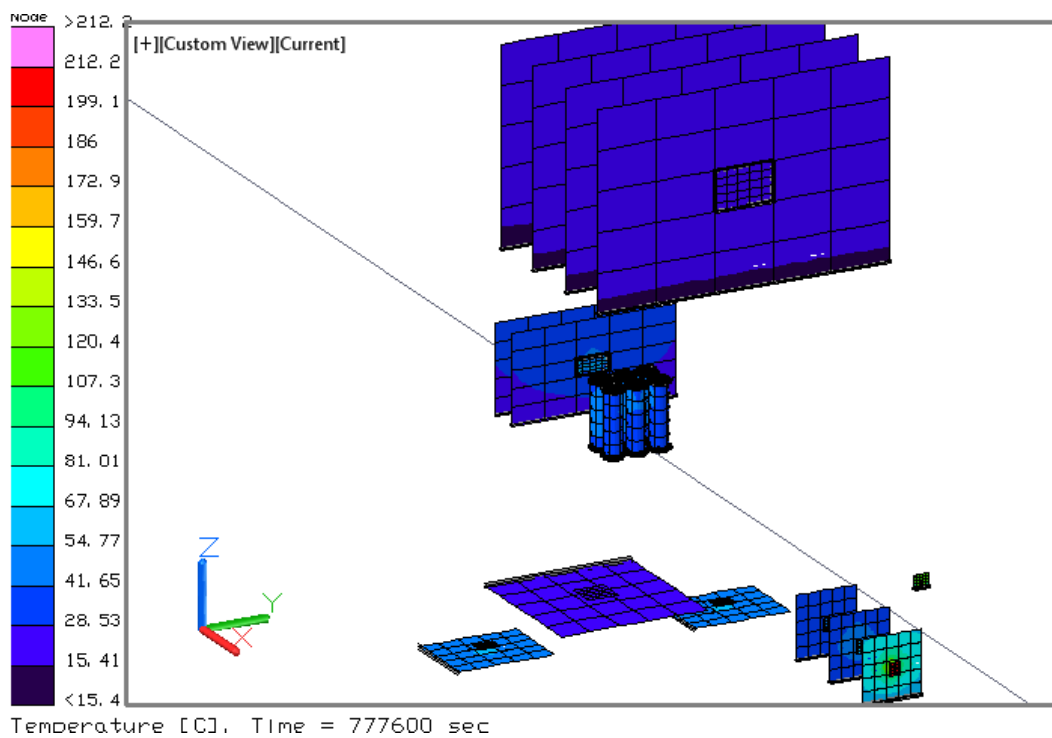


Figura 111. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario D.

Si se desean obtener los valores máximos y mínimos obtenidos por componente para este caso, se puede observar la Tabla 40, en donde se corroboran los resultados mostrados en las figuras anteriores.

De aquí se tiene que el valor crítico en el límite inferior es obtenido por las ruedas de inercia y la estructura con -42.06 [°C] en ambos componentes, de la misma manera que en el escenario B y el escenario C.

En el escenario A se tienen más componentes críticos que rebasan el límite inferior de la temperatura de este escenario debido a que el Sol incide en una cara y la opuesta a este siempre se encontrara en la sombra por lo que si se elije esta inclinación para la misión del Quetzal, es necesario establecer un reacondo de los componentes internos con el fin de obtener las temperaturas deseadas para la operación correcta de todos los subsistemas.

Tabla 40. Rango de temperaturas por componente para el caso caliente, con acabados superficiales, escenario D.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	49.1	4.17
	ACDS Caja	37.74	5.85
	ACDS chip	64.77	4.07
	Baterías	53.48	8.73
	Baterías Caja	36.32	6.11
CPU tarjeta	Tarjeta	21.75	5.41
	Cámara tarjeta	148.21	32.19
	Cámara caja	28.99	0.9
	Cámara caja in	106.37	13.86
	Cámara chip	212.22	49.01
CPU chip	Chip	22.03	1.75
	CPU caja	26.87	0.29
	Estructura	30.87	-42.06
	MSI Tarjeta	23.8	9.38
	MSI caja	30.58	5.06
	MSI chip	25.9	5.86
	Rec tarjeta	61.69	5.94
	Rec caja	54.23	1.95
	Rec chip	87	6.92
	Tanque	16.76	7.64
	Trans tarjeta	61.07	5.34
	Trans. caja	45.9	3.37
	Trans chip	86.43	6.31
	R. de inercia	32.76	-42.06

7.1.1.2. Caso Frío, con pintura:

El caso frío como ya se mencionó con anterioridad, se refiere a que no se toman en cuenta las cargas térmicas internas debidas a la disipación de los componentes eléctricos, además de considerar valores mínimos de cargas térmicas debidas al ambiente.

Para cada escenario se muestran un resumen comparativo de los valores obtenidos en el modelo analítico antes y después de considerar el control térmico pasivo, mostrando los resultados de la estructura, las cajas internas y los circuitos eléctricos; de la misma manera se añaden figuras en cada escenario para observar el código de colores asignado para cada valor de temperatura obtenido en cada componente.

7.1.1.2.1.1. Escenario A: Beta 90

Para este escenario las temperaturas son menores a 0[°C], por lo que se puede observar el efecto que las propiedades ópticas de la pintura blanca tiene sobre la temperatura del satélite, ya que reflejan el calor, evitando que sea absorbido y acumulado, sin embargo, también se deben evitar temperaturas de congelamiento de los componentes de la misma manera que el sobrecalentamiento, lo cual debemos controlar. Así como este escenario sin control térmico fue el caso crítico de calentamiento, también lo es para el enfriamiento ya que todo el calor se refleja hacia la atmósfera por lo que se deben analizar otras alternativas, además de los resultados al adherir los paneles solares.

En la Tabla 41 se resumen los resultados y se comparan con el mismo escenario pero sin control térmico en donde la temperatura de la todos los componentes disminuyeron notablemente ya que en la estructura se tienen 262.9 [°C] menos, en el contenedor de la cámara el valor decreció 178.24 [°C] y para el transmisor se tienen 160.3 [°C] menos, todos estos en el límite superior; lo cual nos indica que con la ausencia de cargas térmicas internas y la presencia de recubrimientos térmicos las temperaturas de algunos de los componentes se vuelven críticas en el límite inferior corriendo el riesgo de que se congelen.

Tabla 41. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario A: Beta 90, caso frío.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
248.1 [°C]	-14.8[°C]	248.1[°C]	69.86[°C]	118.5[°C]	-41.8[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
18.6[°C]	-99.7 [°C]	20[°C]	-98.7[°C]	45.4[°C]	-87.4[°C]

En la Figura 112 se aprecian los valores de temperatura obtenidos para la estructura en el caso frío con recubrimientos en donde la menor temperatura se presenta en la unión de la cara opuesta a la Tierra y la cara opuesta al Sol con un valor de -99.69 [°C], en el plano YZ y XZ respectivamente, como se muestra en la vista de en medio de esta misma figura. Por otro lado la temperatura máxima se tiene en la parte central de la cara que apunta hacia el Sol, con -14.78 [°C], en donde del centro hacia las esquinas de la cara la temperatura disminuye hasta -48.7 [°C] en la esquina contigua a la cara opuesta a la Tierra; la segunda cara con menor temperatura es la que se dirige hacia la Tierra con -20.4 [°C] en la esquina adyacente a la cara en la que el Sol incide directamente.

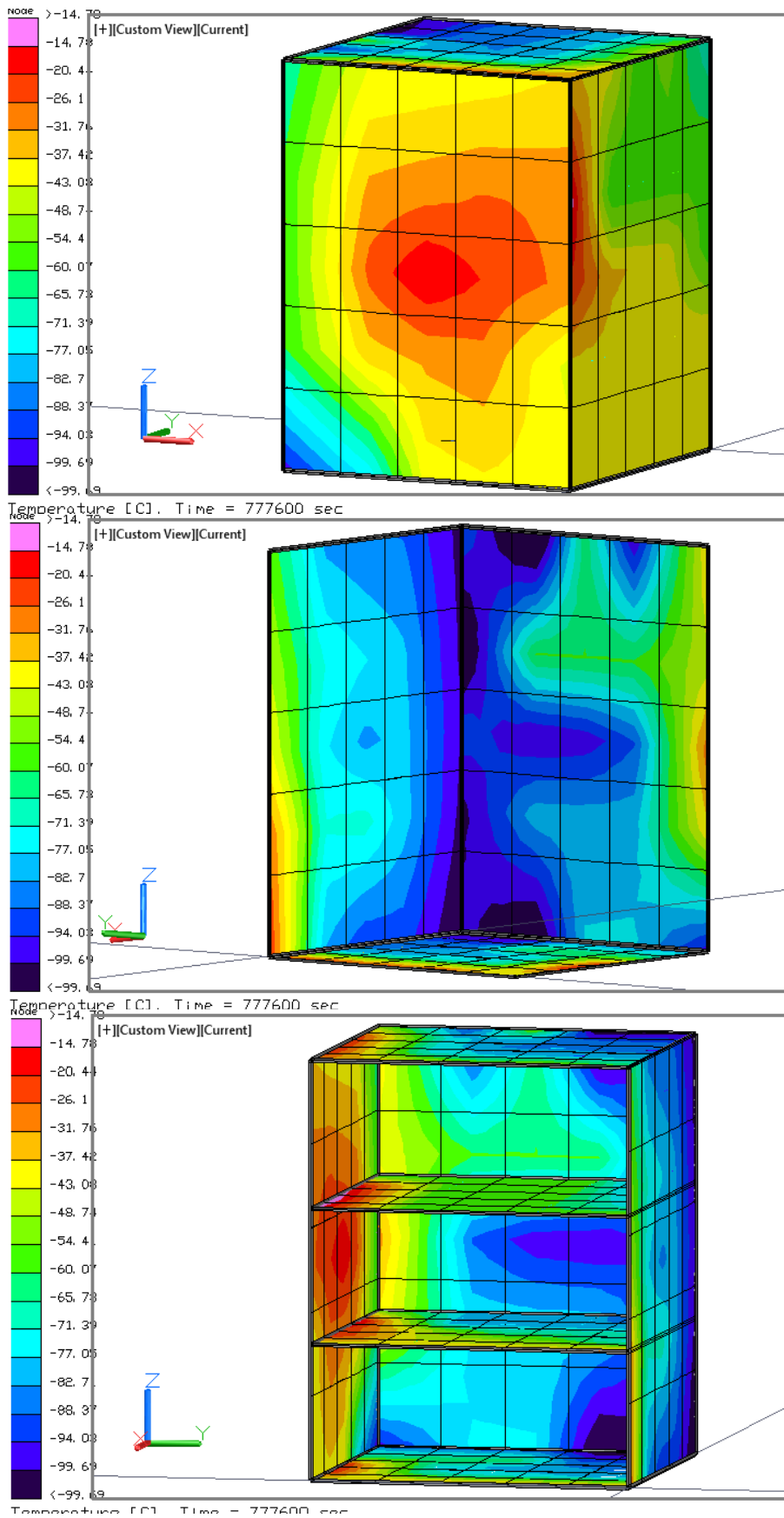


Figura 112. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, escenario A.

A pesar que algunos componentes exceden el límite inferior por debajo de los escenarios anteriores, la temperatura del contenedor de la cámara tomó un valor de 69.15 [°C] como uno de los puntos máximos, lo cual nos indica que el calentamiento de la misma en los escenarios anteriores, no sólo depende de la disipación interna si no de las propiedades ópticas de los recubrimientos utilizados o del material, de la misma manera que el habitáculo del espectrómetro con 69.86 [°C] como se puede ver en la Figura 113.

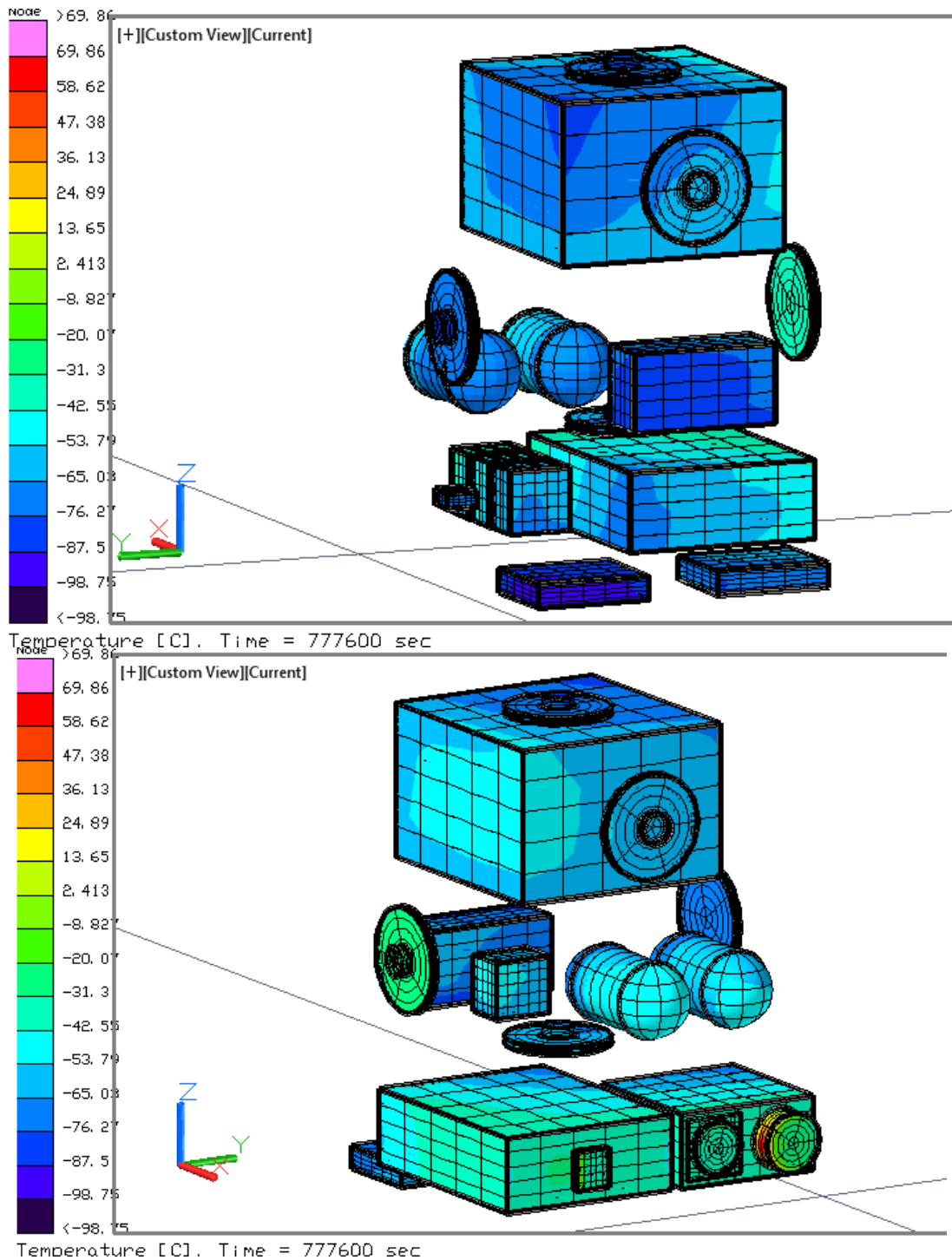


Figura 113. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario A.

Para este escenario la temperatura de todos los componentes internos fue menor a 0 [°C], sin embargo, continua tomando el valor más alto el chip de la cámara con -41.85 [°C] como lo muestra la Figura 114, esto es debido a que su contenedor se encuentra expuesto directamente hacia el ambiente espacial ya que el lente de la cámara debe estar apuntando siempre hacia la Tierra sin tener nada que lo obstruya.

A diferencia de los demás escenarios la temperatura de los contenedores es más alta que la de los dispositivos eléctricos, lo cual nos indica que la temperatura alcanzada en el caso caliente para el mismo escenario se debe en su mayoría a la disipación de calor interna.

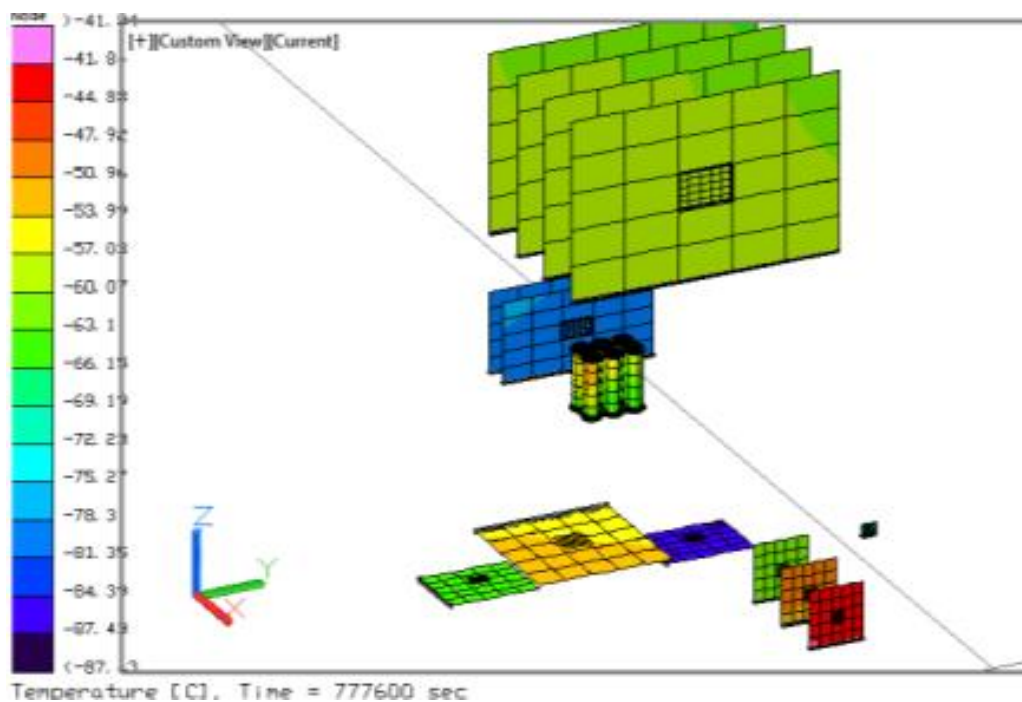


Figura 114. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario A.

Los valores máximos y mínimos que cada dispositivo obtuvo en el análisis numérico del caso frío con acabados superficiales y sin celdas solares se muestra en la Tabla 42. Cabe destacar que todos los componentes internos para este escenario son menores al límite inferior de la temperatura de operación, lo cual también es un punto muy importante a considerar para la propuesta del sistema de control térmico del satélite Quetzal.

Este escenario en particular a diferencia de los anteriores muestra este comportamiento ya que en los otros se tiene que la mayoría de los componentes sobrepasan el límite superior de la temperatura de operación, por lo que nos recuerda que debemos tener en cuenta a ambos para tener el mejor balance de energía.

Tabla 42. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con acabados superficiales, escenario A.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-78.24	-79.32
	ACDS Caja	-55.37	-85.86
	ACDS chip	-78.75	-79.2
	Baterías	-51.34	-69.04
	Baterías Caja	-46.28	-70.88
CPU tarjeta	Tarjeta	-57.5	-63.1
	Cámara tarjeta	-41.84	-66.27
	Cámara caja	69.15	72.29
	Cámara caja in	40.18	-71.1
	Cámara chip	-41.85	-66.25
CPU chip	Chip	-59.08	-60.92
	CPU caja	-44.64	-77.49
	Estructura	-14.78	-99.69
	MSI Tarjeta	-52.98	-54.6
	MSI caja	69.86	67.76
	MSI chip	-53.78	-53.8
	Rec tarjeta	-65.63	-65.94
	Rec caja	-56.89	-77.35
	Rec chip	-65.74	-65.75
	Tanque	-45.76	-68.96
	Trans tarjeta	-87.12	-87.43
	Trans. caja	-73.03	-98.75
	Trans chip	-87.25	-87.26
	R. de inercia	14.78	84.18

7.1.1.2.1.2. Escenario B: Beta 0

Si se observan los resultados para el escenario anterior, el cual se encuentra con recubrimientos y en el caso frío, se comprueba que definitivamente cuando el satélite se encuentra siempre iluminado y sin control térmico, en el caso caliente, es cuando se alcanzan los máximos valores en la cota superior de los resultados y para el primero mencionado es el caso más crítico en los límites inferiores de temperatura.

En este escenario el caso crítico corresponden la estructura es la que presenta un valor mínimo de $-61.9[^\circ\text{C}] [^\circ\text{C}]$, como se puede observar en la Tabla 43 que muestra las diferencias de este mismo escenario antes y después de implementar el control térmico, en donde en el límite superior la temperatura disminuyó $104.6 [^\circ\text{C}]$ en la estructura y los contenedores y para el caso de los circuitos eléctricos decreció $105.77 [^\circ\text{C}]$.

Tabla 43. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario B: Beta 0, caso frío.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
127.9 [°C]	18.4[°C]	123.3[°C]	18.1[°C]	103.9[°C]	-1.87[°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
25[°C]	-61.9 [°C]	-9.1[°C]	-61.9[°C]	78[°C]	-14.2[°C]

El gradiente de temperaturas y su distribución en la estructura del Quetzal se puede apreciar en la Figura 114, en donde se tiene un rango de valores de -61.95 [°C] a 18.14 [°C] de estos el valor más alto se encuentra en la cara de avance del satélite ubicada en el plano XY, de la vista superior de la misma figura y el valor mínimo en las caras sur (derecha) y norte (izquierda) del plano XZ de la vista inferior.

Las caras divisorias del plano XY y la cara de retroceso del satélite del mismo plano muestran una distribución similar en donde en la parte central, las dos primeras tiene una temperatura de -3.2 [°C] y se va disminuyendo hacia las esquinas contiguas a la cara sur y la cara norte del satélite obteniendo los -29.9 [°C]; la cara de retroceso del satélite muestra una temperatura inferior a la de estas dos pero con el mismo comportamiento, en el centro toma un valor de -19.24 [°C] y en las esquinas de -29.9 [°C].

La divisoria entre el modulo 2 y el 3 en la zona donde se encuentran las baterías la temperatura es menor por 23.8 [°C] en comparación con el mismo escenario para el caso caliente, por lo cual podemos decir que este calentamiento se debe a la disipación de calor de las baterías.

Como en todos los escenarios anteriores la cara que apunta hacia la Tierra no presenta un amplio rango de variación en su temperatura tomando valores de -24.58 [°C] a 7.46 [°C].

Si se observa la cara en la que incide el Sol en el mismo escenario sin considerar recubrimientos, en el caso frío, esta toma un valor de 127.9 [°C] a diferencia de este escenario que alcanza tan solo 2.12 [°C], lo cual nos permite decir que el efecto de la pintura blanca permitió la disminución de temperatura de 125.78 [°C] en la misma zona.

Las temperaturas de los dispositivos internos de este escenario se encuentran en el rango de operación de cada uno de estos, el cuál es de -20 [°C] a 50 [°C] por lo que para el caso frío la implementación de acabados superficiales en el interior y exterior del satélite, resulto exitosa por lo que para esta inclinación sólo se debe considerar el uso de otro tipo de control para el caso caliente.

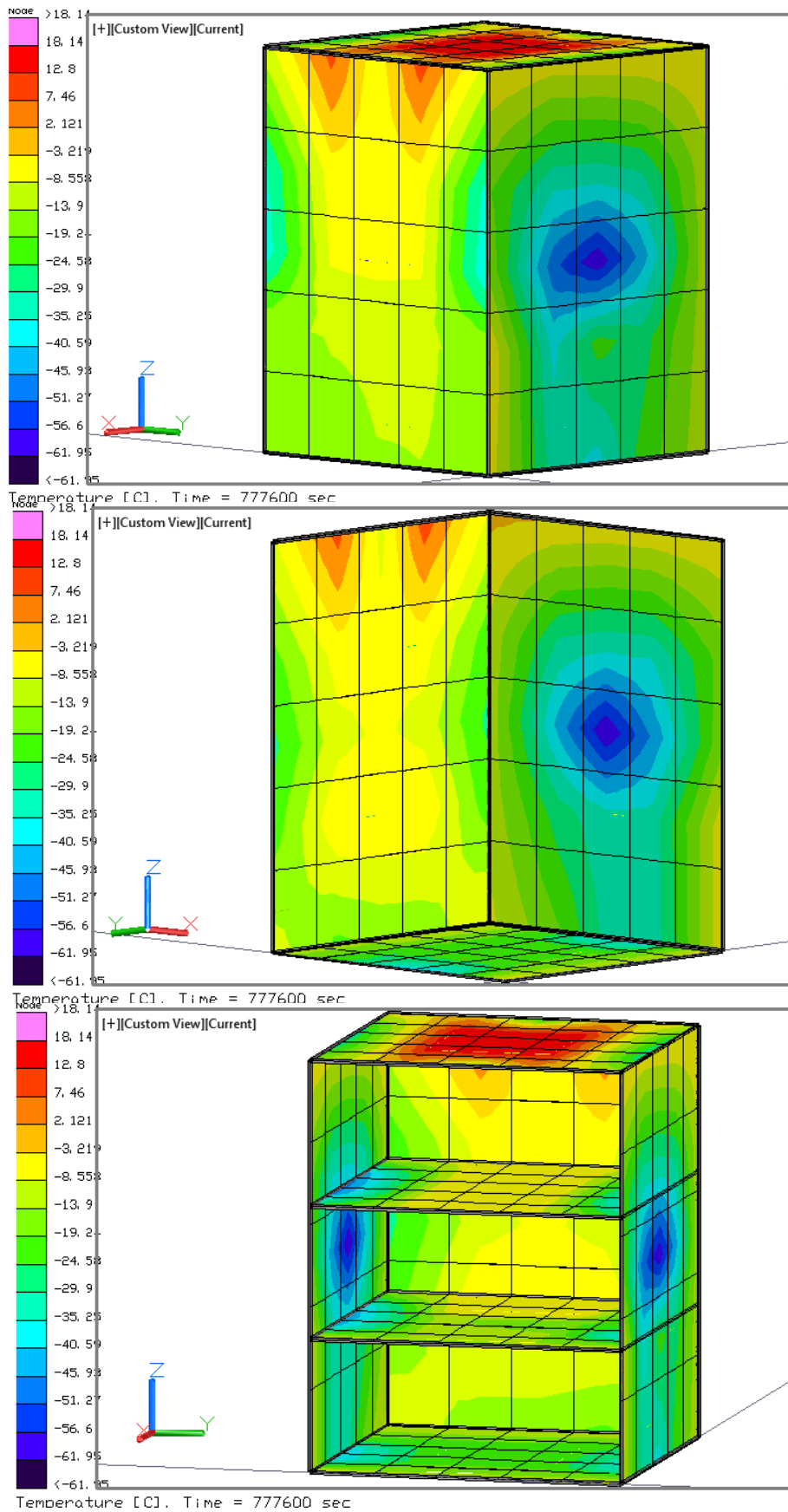


Figura 115. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, escenario B.

Si comparamos los resultados obtenidos en el escenario A para el caso frío con pintura con los de este escenario, la primer diferencia que vemos es el cambio abrupto en la temperatura del lente de la cámara ya que en el escenario A alcanzó 69 [°C] y en este sólo 5.58 [°C], de donde podemos decir que la inclinación del satélite afecta de forma mayoritaria a la temperatura del satélite, más que la disipación de calor interna como se observa en la Figura 116.

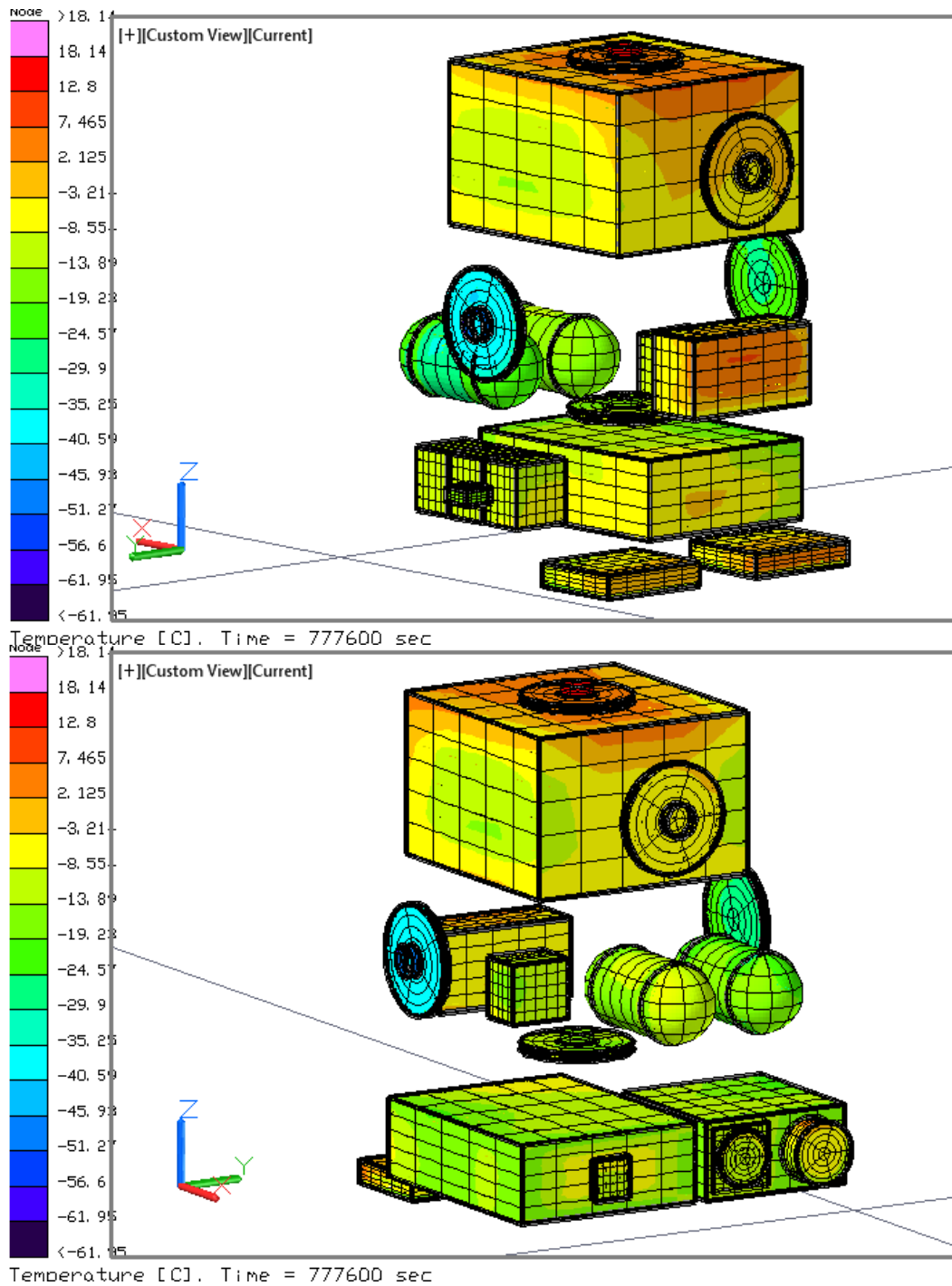


Figura 116. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario B.

De los componentes internos el sistema de distribución y control de potencia es el que se encuentra con mayor temperatura tomando un valor de -1.873 [°C] y el transmisor es el que toma un valor menor con respecto a todos los demás dispositivos con -14.22 [°C], como se muestra en la Figura 117, lo cual se debe a la ubicación de cada uno de estos dentro del satélite ya que a diferencia del caso caliente para el mismo escenario con control térmico, el chip de la cámara es el que obtiene un mayor valor de temperatura, lo cual es debido a la disipación interna del mismo y a las propiedades del material.

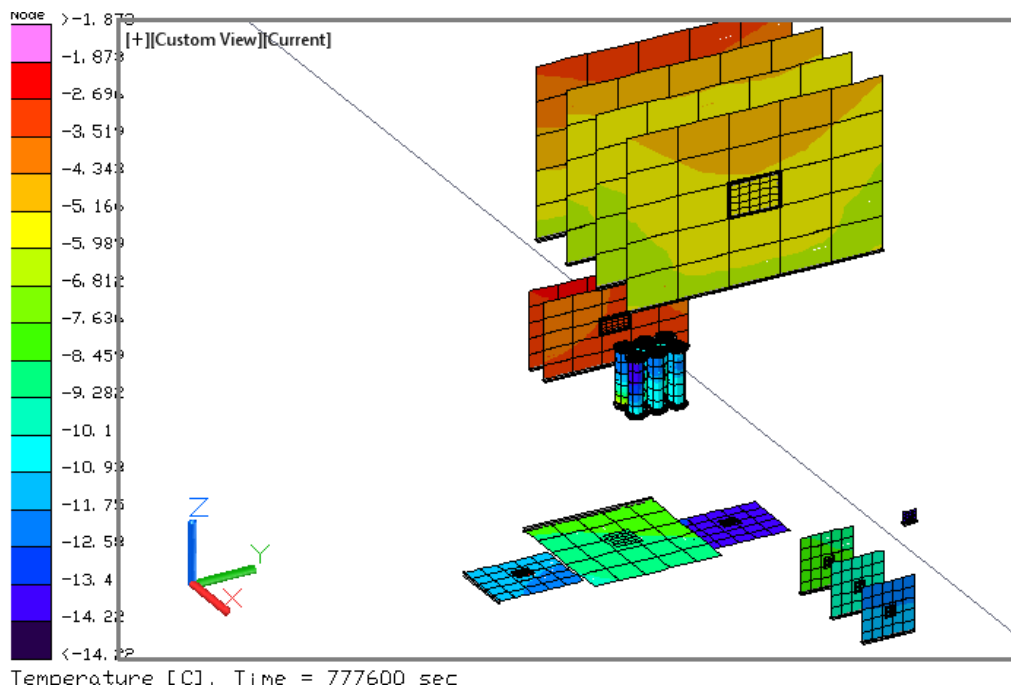


Figura 117. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario B.

Las temperaturas máximas y mínimas de cada uno de los subsistemas, contenedores y estructura se encuentran en la Tabla 44, de la cual se tiene que el mínimo valor se encuentra en la estructura y las ruedas de inercia con -61.95 [°C], de la misma manera estos mismos componentes alcanzan el punto máximo con 18.14 [°C].

La caja contenedora del espectrómetro toma el valor 11.25 [°C] disminuyendo 24.36 [°C] con respecto al escenario caliente de la misma inclinación, con control térmico que alcanzo los 35.61 [°C], este valor obtenido para el caso visto en esta sección, se debe a que este componente se encuentra expuesto al ambiente espacial directamente. Seguido de este el sistema de distribución y control también es uno de los componentes que muestran valores altos de temperatura con 7.78 [°C] en el habitáculo de este subsistema, en donde este último valor se debe al lugar donde se encuentra ya que es una de las zonas donde la radiación del Sol incide con más intensidad.

Tabla 44. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con acabados superficiales, escenario B.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-2.55	-3.62
	ACDS Caja	7.78	-9.11
	ACDS chip	-2.71	-3.49
	Baterías	-4.43	-14.01
	Baterías Caja	-4.14	-16.72
CPU tarjeta	Tarjeta	-3.19	-6.12
	Cámara tarjeta	-7.76	-14.22
	Cámara caja	5.58	-23.77
	Cámara caja in	-4.52	-16.3
	Cámara chip	-8.28	-14.22
CPU chip	Chip	-4.42	-5.66
	CPU caja	6.45	-14.33
	Estructura	18.14	-61.95
	MSI Tarjeta	-8.03	-9.3
	MSI caja	11.25	-18.96
	MSI chip	-8.67	-8.69
	Rec tarjeta	-11.33	-11.94
	Rec caja	3.79	-21.83
	Rec chip	-11.56	-11.57
	Tanque	-10.8	-30.54
	Trans tarjeta	-13.35	-14.04
	Trans. caja	1.55	-24.31
	Trans chip	-13.65	-13.67
	R. de inercia	18.14	-61.95

7.1.1.2.1.3. Escenario C: 105° de inclinación

De acuerdo con los resultados del escenario B los valores de temperatura son menores en los puntos máximos y en los puntos mínimos solo se presenta una variación de 1[°C] aproximadamente.

En la Tabla 45 se tiene una comparación de los puntos máximos y mínimos obtenidos de los resultados mostrados en las figuras para los casos con control térmico y sin control térmico del mismo escenario en donde se puede observar que para la estructura se tiene una disminución en la temperatura cuando el satélite presenta acabados superficiales en sus paredes, esta disminución es de 29.1 [°C], de la misma manera la temperatura de las cajas internas y los circuitos eléctricos decrece en 42.7 [°C] y 105.97 [°C] respectivamente, en el punto máximo.

En los puntos mínimos este escenario con control térmico, la temperatura disminuye 87.8 [°C] con respecto del mismo escenario sin control térmico para

la estructura y los contenedores de los subsistemas y para los circuitos eléctricos la disminución es de 91.8 [°C] como se puede ver en la Tabla 45.

Tabla 45. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario C: 105° de inclinación, caso frío.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
127.5 [°C]	18.92 [°C]	127.5[°C]	18.22 [°C]	104.1[°C]	-2.16 [°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
26.1[°C]	-61.84 [°C]	26.1[°C]	-61.84 [°C]	78[°C]	-14.09 [°C]

La estructura para esta inclinación orbital recibe mayor radiación en la cara de avance del satélite que se encuentra en el plano XY de la Figura 118, que cuando la radiación del Sol incide a 0° sobre el Quetzal, lo cual nos indica que a pesar de que existan periodos de sombra durante el vuelo, la inclinación orbital cercana al polo presenta resultados de mayor temperatura que las inclinaciones cercanas al ecuador.

La estructura en la cara de avance del satélite obtiene un valor máximo de 18.22 [°C], por el contrario las caras con puntos mínimos en temperatura son las caras Sur y Norte en el plano XZ de la vista inferior de la misma figura, tomando un valor en la parte central de -61.84 [°C] aumentando hasta -3.13 [°C] desde el centro hacia las esquinas adyacentes a las demás caras, compartiendo el mismo valor con la cara con dirección hacia la Tierra y la cara opuesta a la misma. Estos valores son similares a los de los escenarios B y D por lo que para futuras iteraciones con el fin de disminuir el tiempo de simulaciones, se podría simplificar el estudio al escenario más representativo de la misión.

En comparación con el mismo escenario en el caso caliente con pintura la temperatura es alrededor de 21 [°C] en la estructura para el punto máximo y 23 [°C] para el punto mínimo; con respecto a el caso frío sin acabados superficiales la disminución es de unos 108 [°C] en el valor máximo y 37 [°C] para el valor mínimo, esto debido al alto valor de reflectividad de la pintura externa.

En la vista inferior de la Figura 118 se muestra la distribución de temperatura obtenida por las divisorias de los módulos del satélite, que se encuentran en el plano XY. La divisoria superior tiene una temperatura central de -3.13 [°C] y va disminuyendo hacia las esquinas de las caras ubicadas en el plano XY con valor mínimo de -40.49 [°C]; la divisoria inferior muestra los mismos valores, sin embargo el calor conducido desde la pared opuesta a la tierra solo llega a la mitad de la misma.

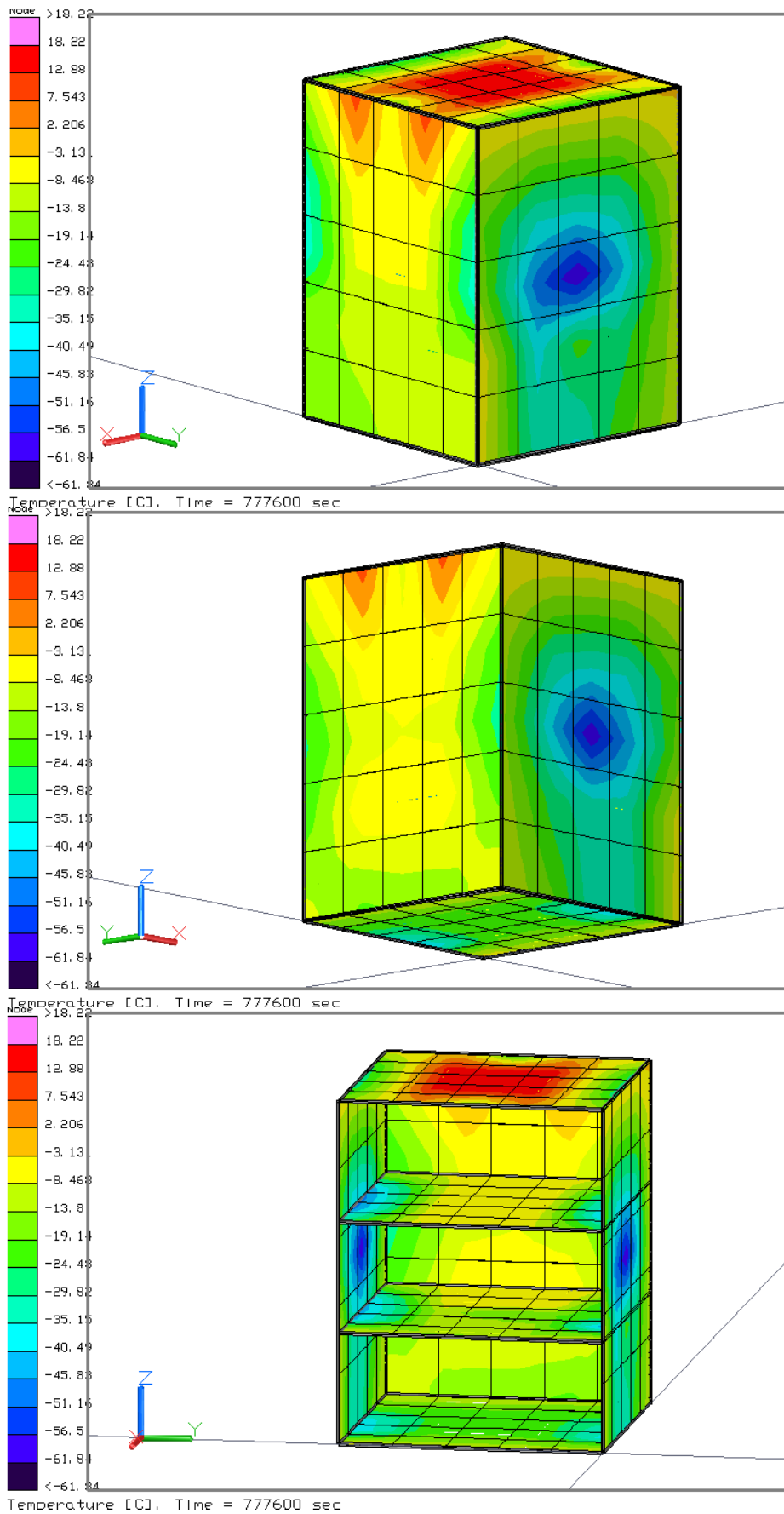


Figura 118. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Las cajas en las que se encuentran contenidos los componentes internos presentan un rango de temperaturas similar a los de la estructura, es decir, de -61.84 [°C] a 18.22 [°C], en donde los componentes con mayor temperatura son el espectrómetro, el sistema de control y distribución, la cámara, la computadora de abordo de la misma manera que en el escenario anterior, como se puede apreciar en la Figura 109.

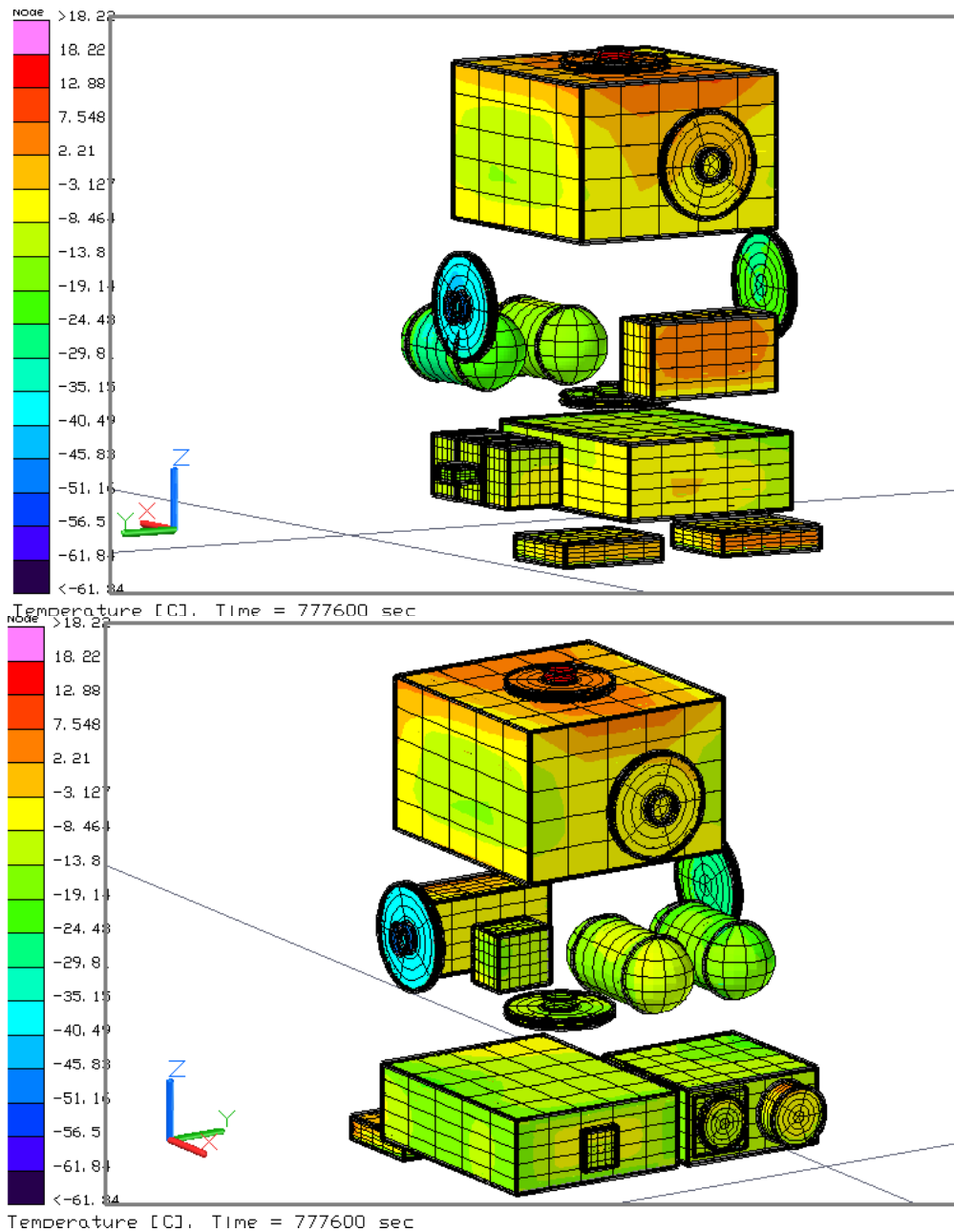


Figura 119. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Debido a que en este caso no se tomo en cuenta la disipación de calor de los componentes internos, la temperatura alcanzada por los mismos se debe al calor absorbido y transferido por conducción desde la estructura y a su vez desde el ambiente espacial.

El ángulo de inclinación de la órbita es de 105° en el cuál el Sol incide con mayor intensidad en dos caras, la opuesta a la Tierra en el plano YZ y la cara de avance del satélite en el plano XY; contiguos a estas caras se encuentran los circuitos eléctricos del sistema de distribución y control y la computadora de abordo, los cuáles tienen temperaturas más altas con respecto a los demás componentes, valores que se pueden apreciar en la Figura 120.

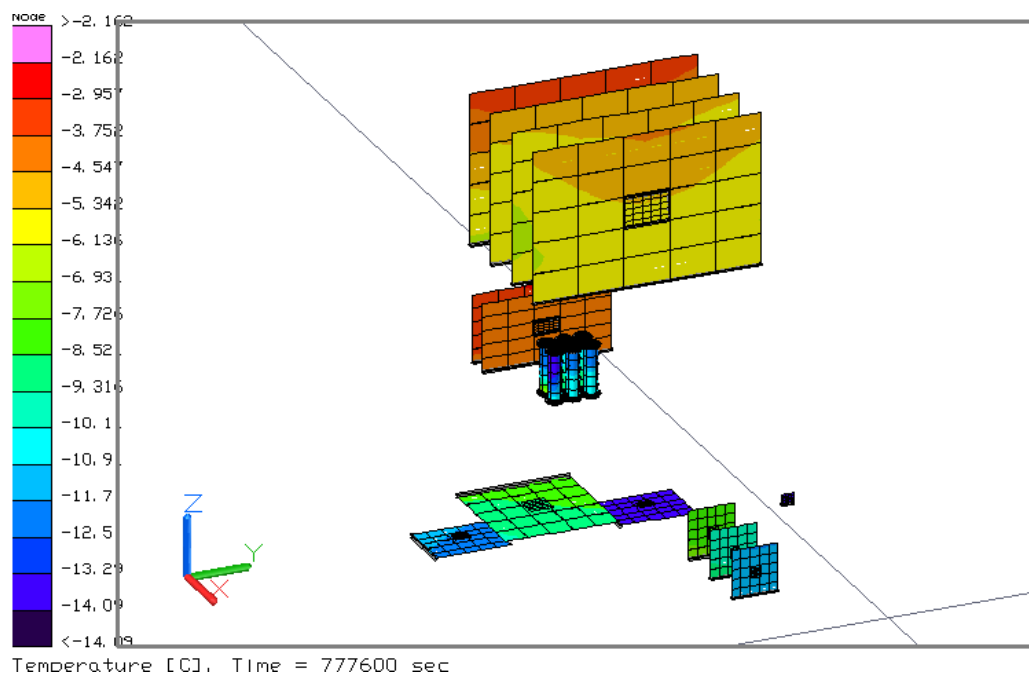


Figura 120. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Si se desean ver los valores exactos de la temperatura máxima y mínima que alcanzan los componentes internos, la estructura y los contenedores, en la Tabla 46 se pueden observar.

Esta tabla muestra que la estructura es la que alcanza el valor más alto con $18.22 [^\circ\text{C}]$ y el valor mínimo también con $-61.84 [^\circ\text{C}]$. El habitáculo del espectrómetro es otro de los con un valor de temperatura alto con $12.97 [^\circ\text{C}]$ debido a que la parte donde contiene al transmisor interno de la carga útil, se encuentra expuesta al espacio exterior con el fin de obtener datos sin que lo obstruyan los paneles solares o la estructura y transmitirlos a la estación terrena. De la misma manera que la estructura, el tanque también toma un valor mínimo de temperatura con $30.53 [^\circ\text{C}]$ ya que se encuentra ubicado cerca de la cara sur en el plano XZ en la que el Sol no incide directamente.

Tabla 46. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-2.97	-3.99
	ACDS Caja	7.08	-9.03
	ACDS chip	-3.13	-3.88
	Baterías	-4.71	-14.09
	Baterías Caja	-4.43	-16.64
CPU tarjeta	Tarjeta	-3.25	-6.16
	Cámara tarjeta	-7.53	-14.07
	Cámara caja	5.88	-23.45
	Cámara caja in	-4.23	-16.17
	Cámara chip	-8.06	-14.07
CPU chip	Chip	-4.49	-5.71
	CPU caja	5.98	-14.5
	Estructura	18.22	-61.84
	MSI Tarjeta	-8.07	-9.31
	MSI caja	12.97	-18.86
	MSI chip	-8.69	-8.71
	Rec tarjeta	-11.52	-12.1
	Rec caja	3.61	-22.22
	Rec chip	-11.73	-11.74
	Tanque	-10.94	-30.53
	Trans tarjeta	-13.34	-14.06
	Trans. caja	1.31	-23.93
	Trans chip	-13.66	-13.67
	R. de inercia	18.22	-61.84

7.1.1.2.1.4. Escenario D: 40° de inclinación

El escenario B y D son muy similares en cuanto a los resultados por lo que se puede suprimir la simulación de uno de estos para fines prácticos y de reducción de tiempo de estudio como se puede observar en la Tabla 47 y en la Figura 121.

Tabla 47. Comparación de resultados antes y después de implementar el control térmico para el escenario D: 40° de inclinación, caso frío.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL	SIN CONTROL	CON CONTROL
127.6 [°C]	17.95 [°C]	126.8[°C]	17.96 [°C]	103.7 [°C]	-2.72 [°C]
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
25.7[°C]	-61.24 [°C]	25.7[°C]	-61.24 [°C]	77.9 [°C]	-14.3 [°C]

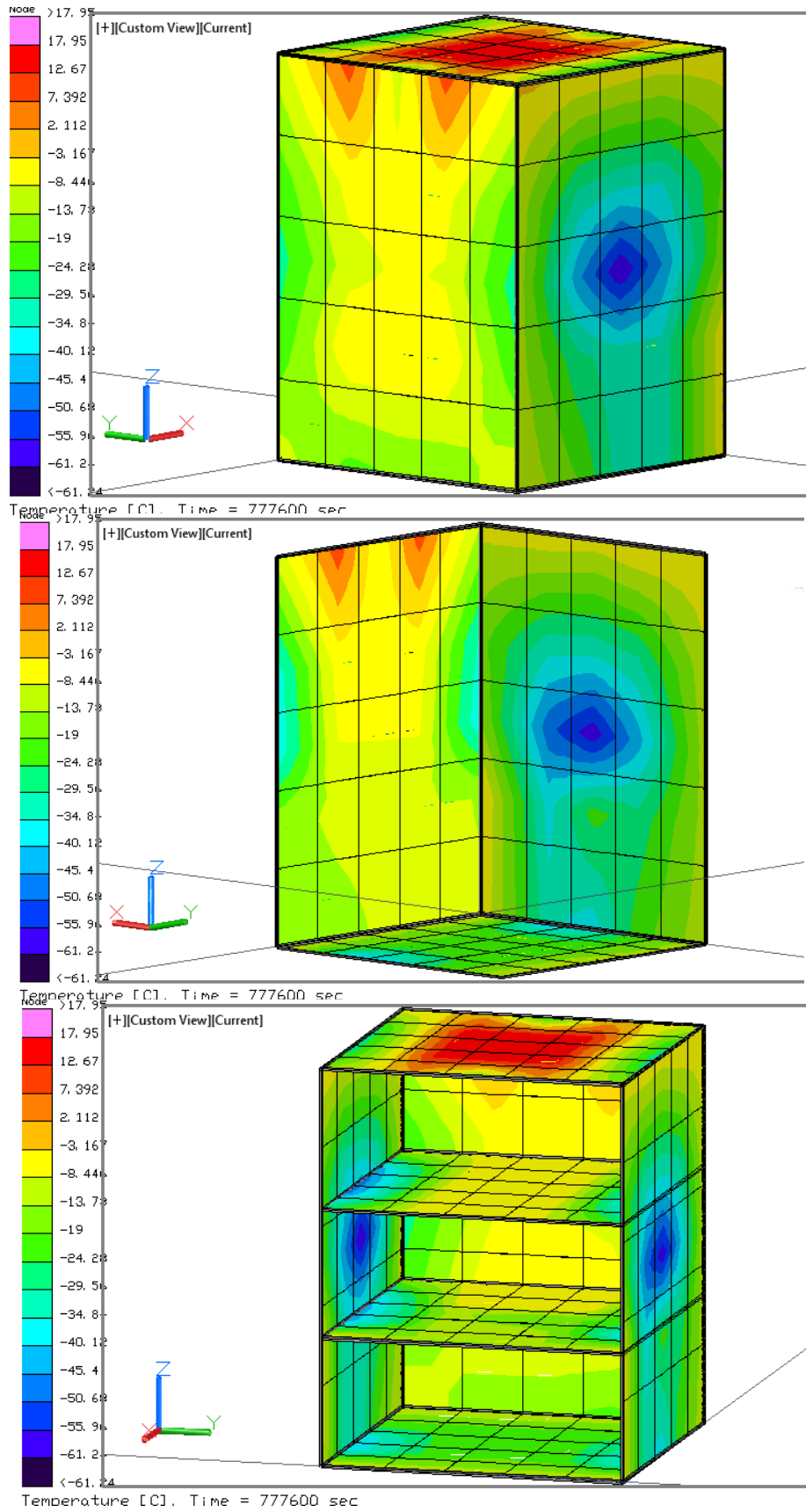


Figura 121. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

De la Figura 122 se puede observar que los contenedores internos con mayor temperatura son el del sistema de distribución y control de potencia con 7.93 [°C], el lente de la cámara con 7.05 [°C] y el de la computadora de abordo con 6.18 [°C], en donde para el primero y el último se obtiene ese valor debido al lugar donde se encuentran ubicados ya que debido a la inclinación orbital esas zonas son las de mayor temperatura. En el caso del lente de la cámara es debido a que se encuentra expuesto directamente a los efectos térmicos del espacio exterior.

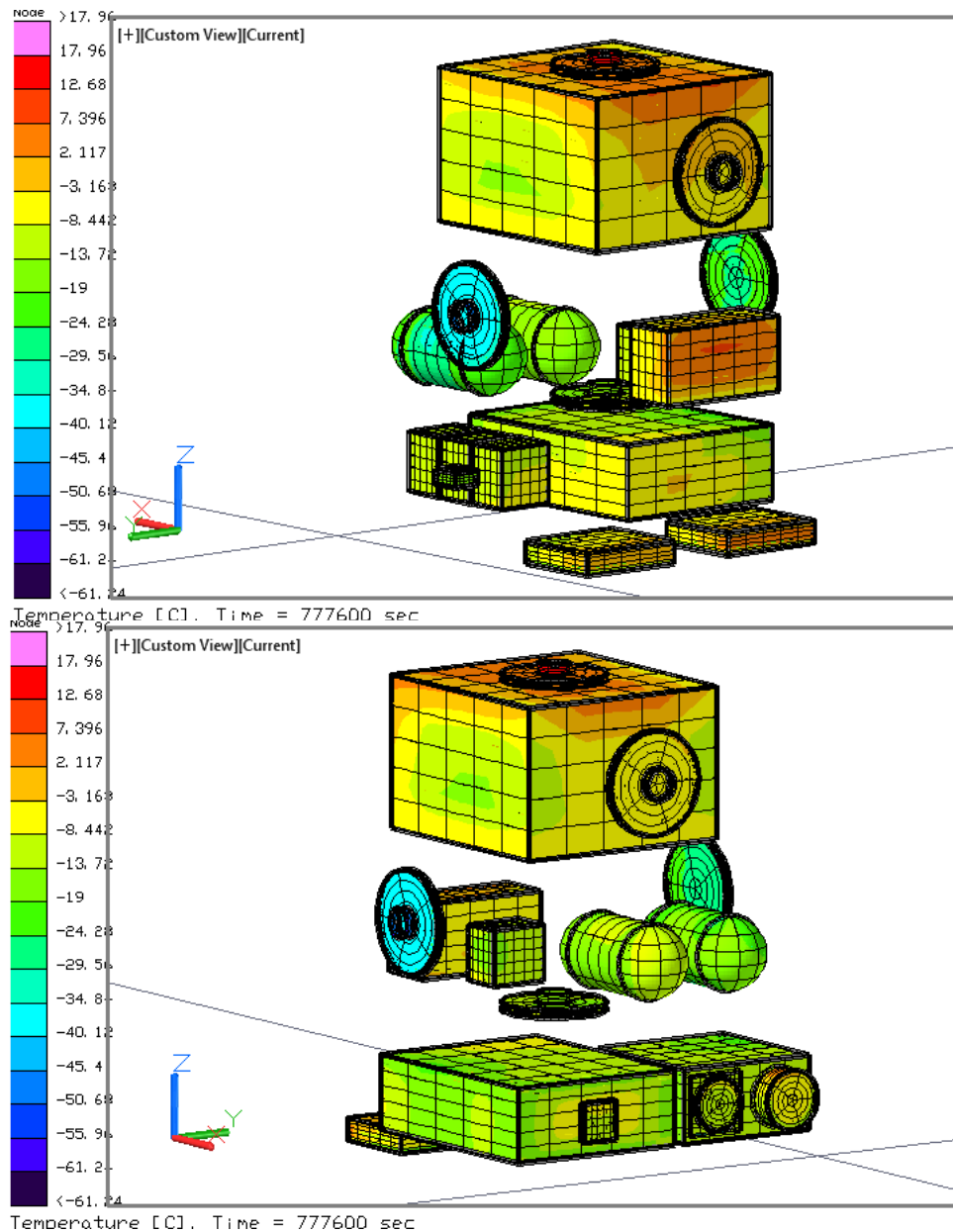


Figura 122. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

La Figura 123 muestra los valores de temperatura de los circuitos eléctricos para el caso frío, sin celdas y considerando acabados superficiales. Estos valores se deben a la inclinación del satélite y a la ubicación que cada uno de

los componentes tiene en el interior del Quetzal, mismos que se pueden corroborar en la Tabla 48.

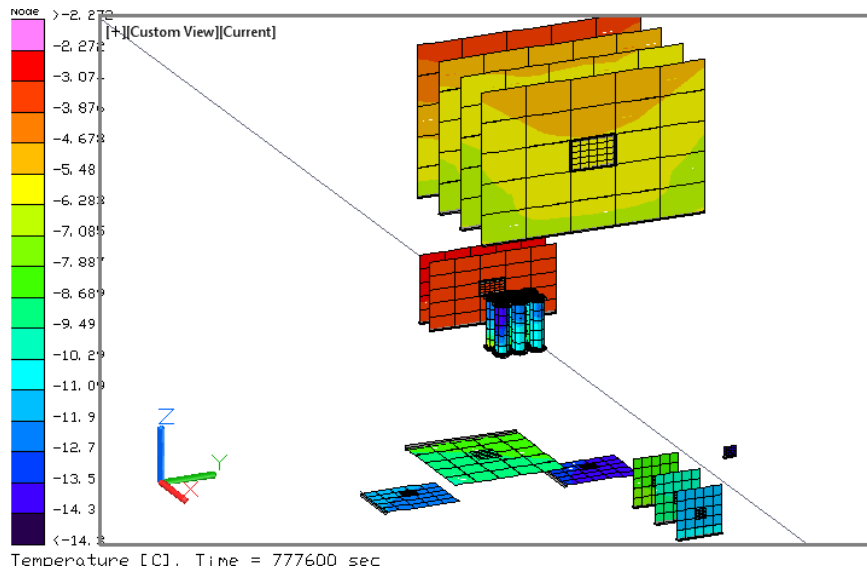


Figura 123. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Tabla 48. Rango de temperaturas por componente para el caso frío, con acabados superficiales, escenario C.

Sistema	Submodelos	Temperatura máxima	Temperatura mínima
	ACDS tarjeta	-2.53	-3.61
	ACDS Caja	7.93	-9
	ACDS chip	-2.69	-3.48
	Baterías	-4.48	-14.3
	Baterías Caja	-4.21	-17.06
CPU tarjeta	Tarjeta	-3.44	-6.41
	Cámara tarjeta	-7.56	-14.13
	Cámara caja	7.05	3.33
	Cámara caja in	-4.33	-16.23
	Cámara chip	-8.09	-14.14
CPU chip	Chip	-4.69	-5.95
	CPU caja	6.18	-14.69
	Estructura	17.95	-61.24
	MSI Tarjeta	-8.23	-9.47
	MSI caja	12.87	-19.01
	MSI chip	-8.85	-8.87
	Rec tarjeta	-11.66	-12.26
	Rec caja	3.18	2.16
	Rec chip	-11.9	-11.9
	Tanque	-11.02	-30.32
	Trans tarjeta	-13.24	-13.94
	Trans. caja	1.43	-3.64
	Trans chip	-13.55	-13.56
	R. de inercia	17.96	-61.24

7.1.1.3. Caso Caliente, con pintura y con celdas:

A partir de esta sección se evaluará el escenario más crítico para la temperatura en el satélite, el cuál es el escenario A cuando beta es igual a 90°, esto con el fin de simplificar tiempo de cálculo y de obtener una combinación de los tipos de control térmico que permitan mantener la temperatura de los subsistemas dentro de sus rangos térmicos de operación.

Con el fin de obtener una comparación con la iteración anterior, en donde se consideran recubrimientos térmicos sin paneles solares, en este apartado se analizará el comportamiento del satélite al agregar recubrimientos y paneles solares. A estos últimos no se les considera el almacenamiento de energía ya que requerimos saber la temperatura máxima que pudiera obtener las celdas solares, en donde los valores obtenidos dependerán de las propiedades del material de las mismas; posteriormente se realizará otra simulación considerando dicho almacenamiento.

7.1.1.3.1. Escenario A: Beta 90

El caso caliente con pintura y con celdas se muestra en esta parte del trabajo de investigación, en donde se presenta una tabla comparativa de los valores obtenidos antes y después de considerar celdas solares. De acuerdo a la Tabla 49, se observa una disminución en la temperatura cuando se implementan los paneles solares ya que el silicio de las celdas solares tiene menor conductividad que el aluminio, por lo que actúa como un aislante.

Tabla 49. Comparación de resultados antes y después de implementar paneles solares para el escenario A, caso caliente, incluyendo recubrimientos internos y externos.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS	SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS	SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS
83.6[°C]	30.3	83.6[°C]	30.1	190.5[°C]	184.7
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
-70.4[°C]	3.3	-70.3[°C]	5.9	-41.7[°C]	9.5

La Figura 124 presenta la distribución de temperaturas para el caso caliente considerando acabados superficiales y paneles solares en donde el valor máximo es de 30.26 [°C] y el mínimo de 3.26 [°C] en donde para el primero se observa un decrecimiento de 53.34 [°C] con respecto al mismo caso sin celdas solares y para el segundo valor se muestra un aumento en la temperatura de 73.4 [°C]. El punto máximo se tiene en la cara que se encuentra siempre iluminada debido a la inclinación simulada, es decir, cuando el ángulo beta es igual a 90°.

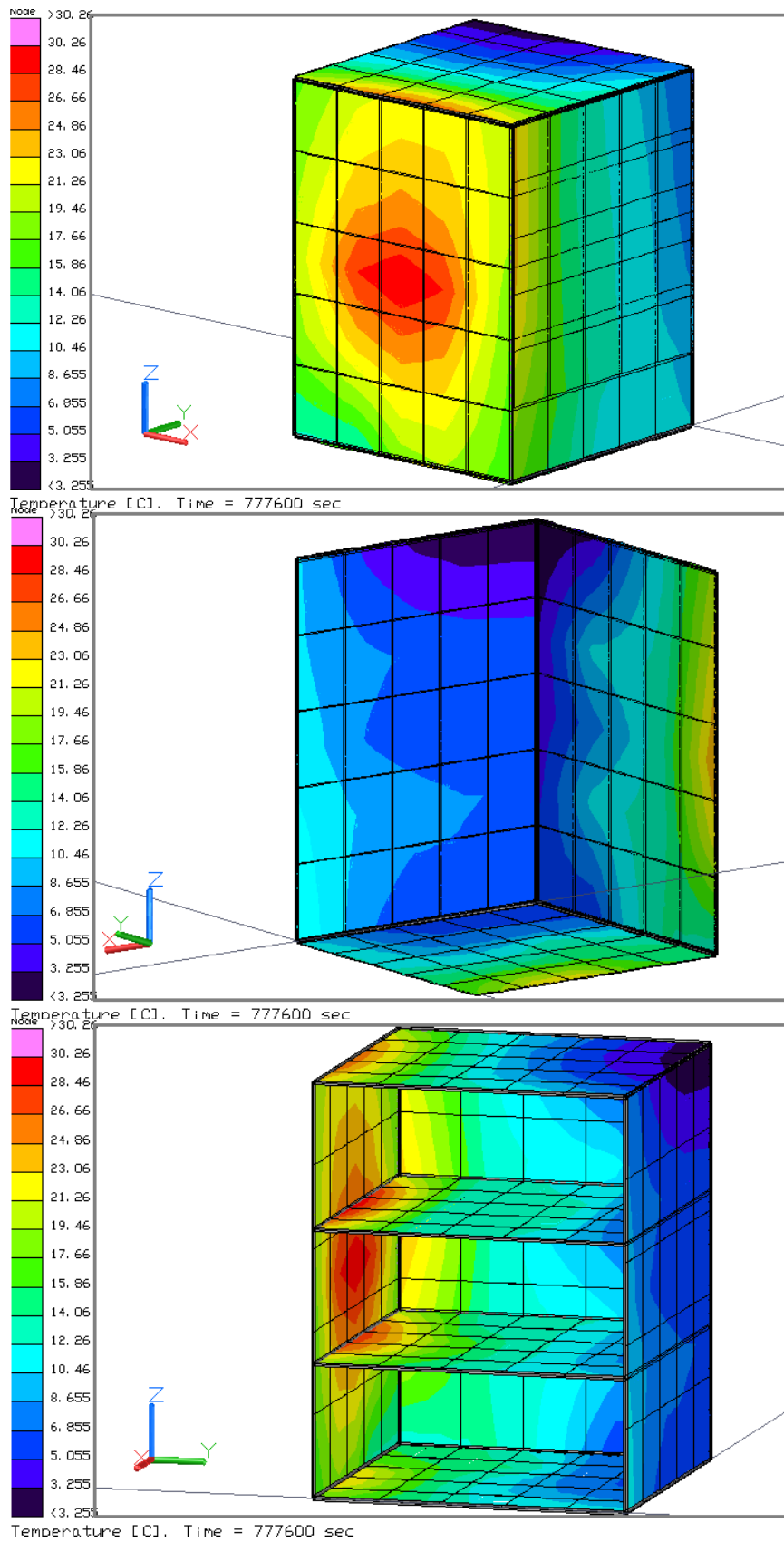


Figura 124. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares, escenario A.

De la Figura 125 se observa que el máximo se encuentra en la rueda de inercia ubicada en la cara que se dirige hacia el Sol y el mínimo en el lado contrario a esta donde se encuentra otra de las ruedas de inercia, los tanques y el transmisor con temperaturas de 10.71 [°C] a 5.87 [°C]. La temperatura obtenida en los contenedores de los subsistemas muestra una disminución de 53.5 [°C] con respecto al caso con celdas, esto es debido a las propiedades ópticas y termofísicas del silicio, el cuál presenta una constante de conductividad menor a la del aluminio.

Además de esto se puede ver que la temperatura en el lente de la cámara ya no se encuentra dentro de los valores máximos como se tenía en los casos anteriores; esto es debido a que se agrego pintura blanca en la sección que se encuentra expuesta hacia la atmosfera, tanto para la cámara como para el espectrómetro.

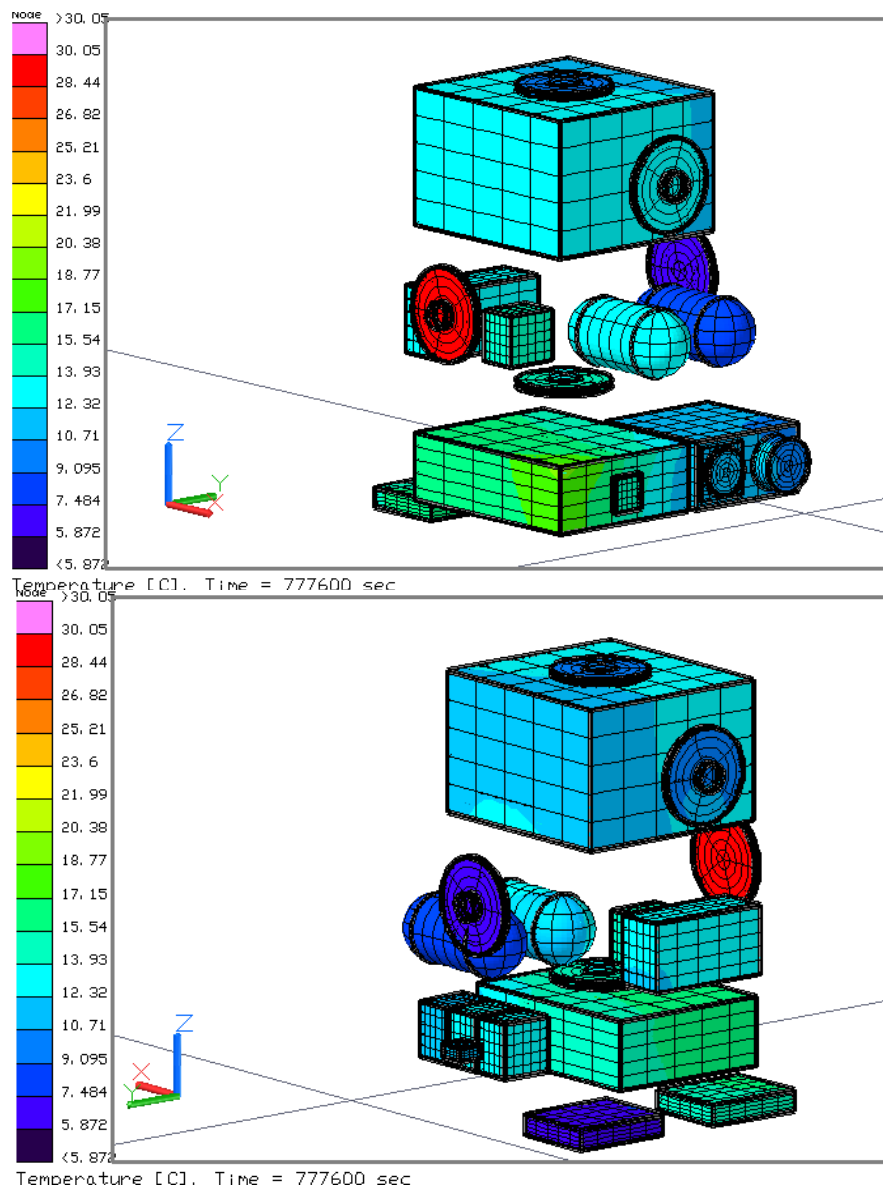


Figura 125. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares, escenario A.

En lo que concierne al chip de la cámara la temperatura sigue siendo crítica como se observa en la Figura 126. Éste valor decreció desde 190.5[°C] hasta 184.7[°C], sin embargo, se encuentra con un valor por encima del rango térmico de operación del circuito, por lo que es un caso de análisis para implementar control térmico localizado sólo en este dispositivo.

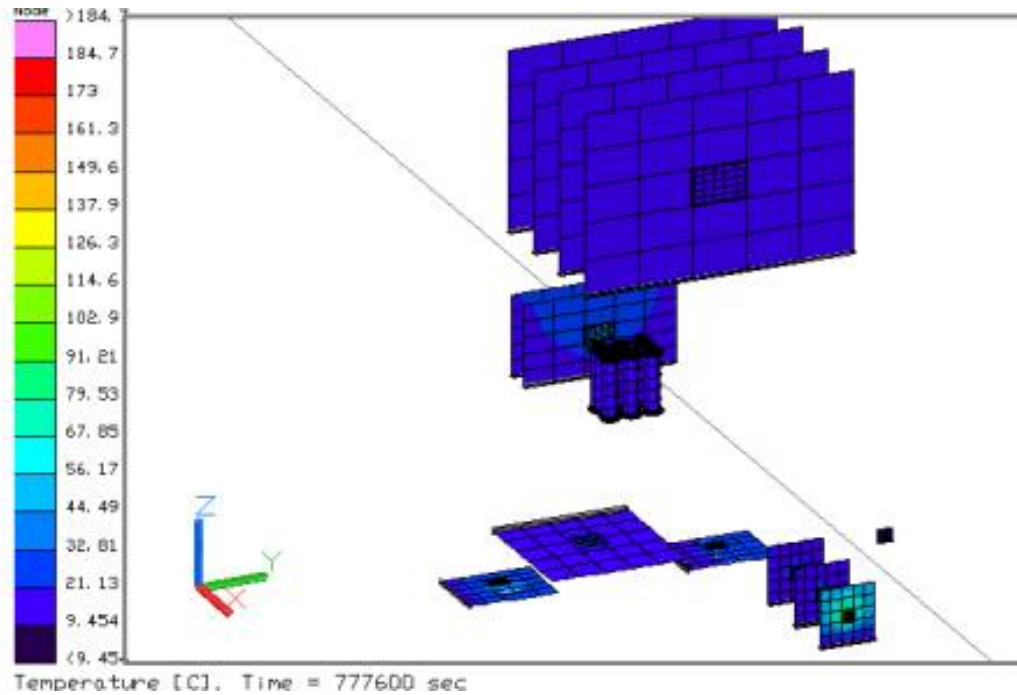


Figura 126. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares y Aluminio 6061-T6, escenario A.

7.1.1.4. Caso Frío, con pintura y con celdas:

A continuación se presentan los resultados obtenidos para el caso frío del escenario A, considerando pintura y paneles solares, en donde se comparan dichos resultados con respecto a el mismo escenario con acabados superficiales y sin considerar celdas solares

7.1.1.4.1. Escenario A: Beta 90

Al analizar los valores para el caso sin paneles solares y con recubrimientos estos son menores con respecto al escenario en donde se agregan los paneles ya que para este último aumentaron en el punto máximo alcanzado en la estructura unos 31.5 [°C] y en los circuitos internos 44.5 [°C], esto debido a que la pintura blanca aplicada en el exterior de la estructura, refleja toda la radiación y absorbe cantidades de calor mínimas debido a sus propiedades ópticas, sin embargo para este escenario el rango de temperaturas es

aceptable con respecto a los requerimientos térmicos de cada uno de los componentes como se puede observar en la Tabla 50.

El caso sin paneles solares se analizó con el objetivo de obtener los límites máximos de temperatura que pudiera alcanzar el satélite, a pesar de esto, no es un caso real ya que la misión requiere que el Quetzal cuente con un suministro de energía que proviene de los paneles solares.

A diferencia de los valores obtenidos por la estructura y los circuitos eléctricos la Tabla 50 muestra que en los contenedores internos la temperatura disminuyó 53.3 [°C] en el punto máximo, cuando el satélite presenta celdas y acabados superficiales, para el punto mínimo la temperatura aumento desde -98.7 [°C] a 6.6 [°C], lo cual es un escenario que se encuentra dentro de los rangos de térmicos operación de los componentes.

Tabla 50. Comparación de resultados antes y después de implementar paneles solares para el escenario A, caso frío, incluyendo recubrimientos internos y externos.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS	SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS	SIN CELDAS Y CON PINTURAS	CON CELDAS Y PINTURAS
-14.8[°C]	16.7	69.9[°C]	16.6	-41.8[°C]	2.5
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
-99.7 [°C]	-8.2	-98.7[°C]	6.6	-87.4[°C]	-5.9

En La Figura 127 se muestran las temperaturas en cada uno de los nodos de la estructura, la cual se divide en tres vistas para poder observar todas las caras de la misma. En la vista superior se observa que en los nodos centrales de la cara XZ se tiene una temperatura máxima en toda la estructura con 16.7 [°C] disminuyendo hacia las uniones a las caras contiguas tomando un valor de 5.05 [°C].

En la vista intermedia se tiene a la cara opuesta al Sol en el plano XZ, que es la cara con menor temperatura ya que no recibe la radiación solar directa, tomando un valor de -8.2 [°C] en la esquina contigua a la cara opuesta a la Tierra en el plano YZ y la cara de avance del satélite en el plano XY, los valores van aumentando en la dirección -Z hasta llegar a la cara de retroceso del satélite en el plano XY, con una temperatura de -3.23 [°C].

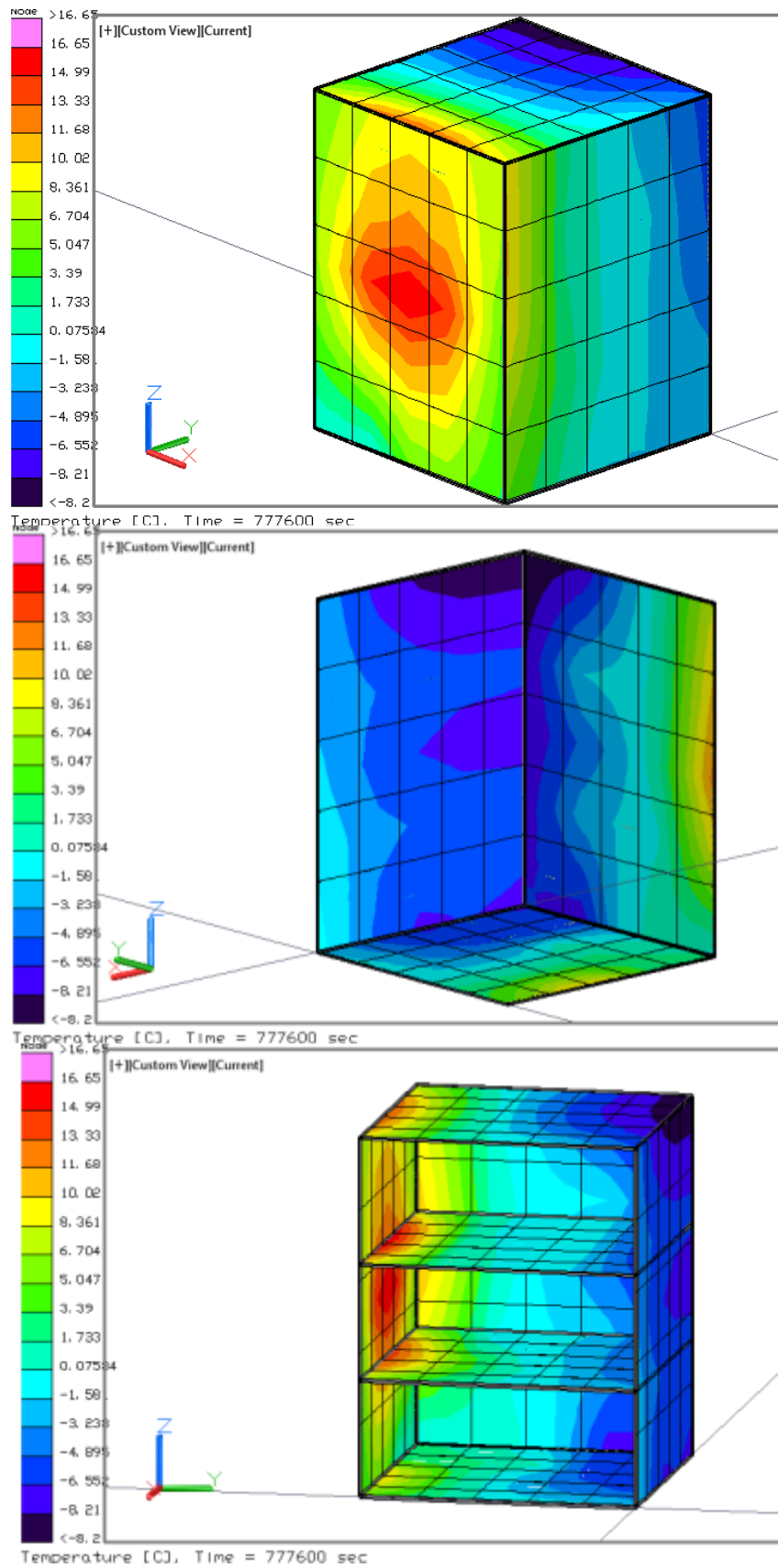


Figura 127. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío con acabados superficiales y paneles solares, escenario A.

Si se hace una comparación de los resultados analizados en esta sección con los del caso caliente, se encuentra que la temperatura en el punto máximo disminuyó desde 30.3 [°C] a 16.59 [°C], localizándose en el mismo componente, es decir en la rueda de inercia ubicada en la cara que apunta hacia el Sol, seguido del contenedor del espectrómetro con un valor de 7.32 [°C] disminuyendo alrededor de 11 [°C].

Por otro lado la rueda de inercia localizada en la cara opuesta al Sol y el transmisor toman los valores mínimos de la Figura 128, ambos con -6.57 [°C] que es menor por 1 [°C] con respecto a los mismos contenedores que en el escenario para el caso caliente, estas disminuciones en la temperatura son debido a la ausencia de las cargas térmicas provenientes de la disipación de calor de los componentes internos.

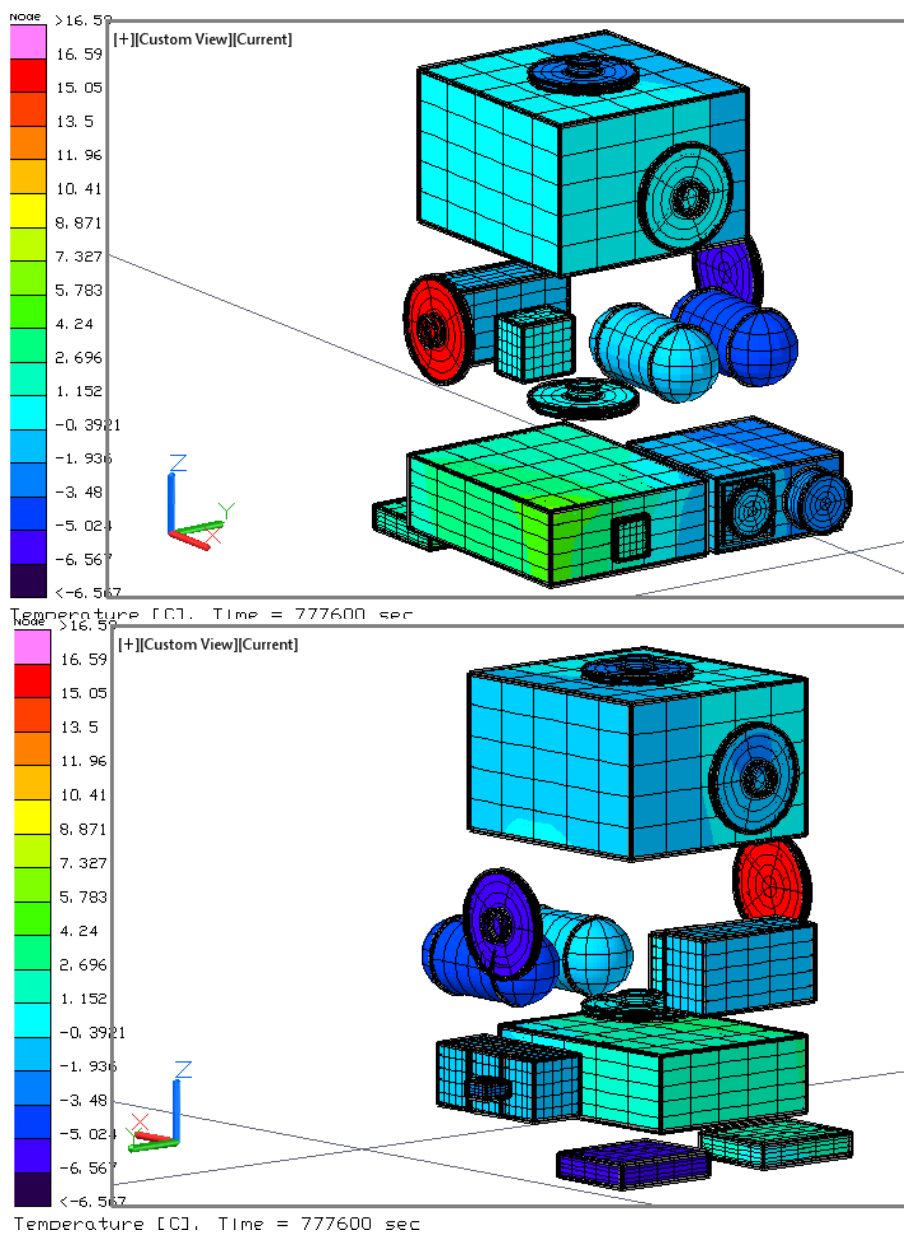


Figura 128. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales y paneles solares, escenario A.

La Figura 129 presenta la distribución de temperatura de los circuitos eléctricos los cuales no disipan calor interno en este caso, por lo que los valores tomados dependen de la transferencia de calor proveniente del ambiente espacial térmico, en donde los dispositivos con mayor temperatura son el espectrómetro y el receptor con 2.512 [°C] y el circuito interno con menor temperatura es el transmisor; esto es debido a la posición en que se encuentran ya que los dos primeros están localizados a lado de la cara en la que incide el Sol y el último en la cara opuesta a esta.

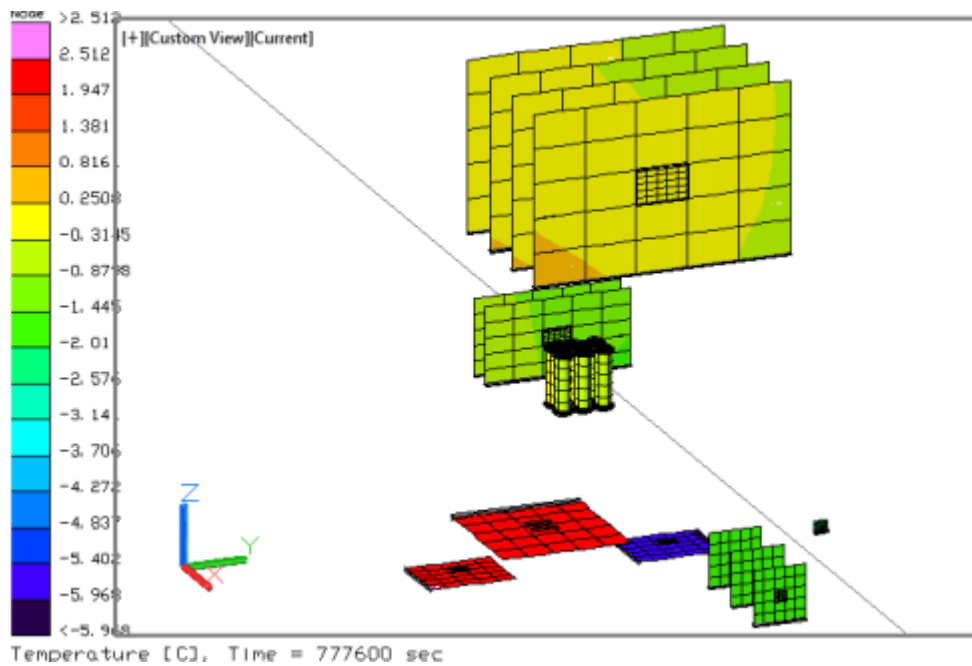


Figura 129. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, paneles solares y Aluminio 6061-T6, escenario A.

7.1.2. Etapa 2. Con recubrimientos y cambio de tipo de aluminio.

Una vez analizado los resultados de la simulación considerando acabados superficiales en la estructura y en los contenedores de los dispositivos internos del satélite Quetzal, se observó que este tipo de control térmico ayudó a disminuir el valor de la temperatura en el satélite, sin embargo como estos valores sobrepasaban los límites de operación de los componentes se vio la necesidad de realizar más iteraciones en la simulación, con el fin de encontrar una combinación óptima de los tipos de control térmico que existen y las propiedades de los materiales utilizados, por lo que en esta sección, llamada etapa 2, se toma en cuenta el uso de recubrimientos y además se varía el material utilizado en la estructura y las cajas contenedoras de los subsistemas.

De los materiales más utilizados para la fabricación de satélites, se tiene el Aluminio 6061-T6 que es el material actual y el aluminio 7075-T6 que será el

material a comparar de acuerdo al comportamiento que presenten térmicamente, debido a sus propiedades termofísicas. De aquí se requiere observar si la temperatura varía mucho con respecto al primer material elegido y de no ser así se utilizará el más conveniente para la misión espacial, es decir, el que cumpla con los requerimientos de la misma.

De la misma manera que en las secciones anteriores se realizará la simulación para el caso frío y el caso caliente, en los cuales sólo se considerará para cada tipo de material, el escenario A, es decir, cuando el ángulo de proyección del Sol sobre el satélite es de 90° , ya que es el caso más crítico, y nos permitirá obtener un panorama de valores máximos y mínimos a los que se debe atacar para poder proponer un sistema de control térmico que cumpla con las necesidades y requerimientos de la misión.

Una vez definida la etapa y el escenario final que se debe considerar para la misión, se analizará otra inclinación con el fin de realizar una comparativa de resultados y determinar el sistema de regulación térmica del Quetzal.

7.1.2.1. Caso Caliente, Aluminio 7075-T6:

En este apartado se analizan los resultados obtenidos para el caso en donde se consideran cargas térmicas tanto internas como externas, tomando en cuenta que el satélite presenta acabados superficiales, paneles solares y la estructura se encuentra hecha de aluminio 7075-T6.

7.1.2.1.1. Escenario A: Beta 90

La Tabla 51 presenta una comparación con los resultados en donde la estructura contiene aluminio 6061-T6 y los de esta sección con aluminio 7075-T6, se tiene que los valores cambian muy poco en donde las temperaturas del extremo superior son mayores para el segundo material variando aproximadamente $5[^\circ\text{C}]$ y para el extremo inferior disminuyen alrededor de $2[^\circ\text{C}]$ lo cual nos indica que el tipo de aluminio no es un factor que nos ayude a bajar la temperatura de la cámara ya que continua muy elevada por lo que en cuestiones térmicas se puede utilizar cualquiera de los dos.

De aquí se observa que a pesar de que el coeficiente de conductividad del segundo material es ligeramente menor que el del primero la temperatura final de los componentes no es afectada de tal manera que nos permita a partir de esta determinar que sea un factor clave para el control de la temperatura en los puntos críticos como el chip de la cámara.

Tabla 51. Comparación de resultados utilizando aluminio 6061-T6 y 7075-T6 para el escenario A, caso caliente, incluyendo recubrimientos internos, externos y paneles solares.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6	ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6	ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6
30.3	35.3	30.1	35.2	184.7	183.8
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
3.2	0.4	5.9	1.5	9.5	5.6

Si nos enfocamos a las propiedades mecánicas de cada uno de estos materiales, se observa que el aluminio 7075-T6 es más resistente a la tensión que el aluminio 6061-T6 pero con menor coeficiente de elongación como se aprecia en la Tabla 52. La aleación de aluminio 7075-T6 presenta un límite elástico mayor a la de 6061-T6, es decir, de 505 [GPa] y 276 [GPa] respectivamente, de la misma manera por el contrario el esfuerzo de ruptura es mayor para el aluminio 7075-T6 con 331 [GPa] ya que para el aluminio 6061-T6 es de 207 [GPa].

Tabla 52. Comparación de las propiedades físicas del aluminio 6061-T6 y el aluminio 7075-T6

Propiedad	Aluminio 6061-T6	Aluminio 7075-T6
Esfuerzo último a la tensión [MPa]	310	572
Módulo de Young [MPa]	69	72
% de Elongación	14	11
Temperatura de fundición [°C]	582	477
Esfuerzo de ruptura [GPa]	207	331
Esfuerzo de fluencia [MPa]	276	505
Esfuerzo de fatiga a 10^7 ciclos [MPa]	97	159
Expansión térmica [$\mu\text{m}/\text{m}\cdot\text{K}$]	23.6	23.4
Conductividad térmica [$\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$]	167	121.2
Calor específico [$\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$]	980	961.2
Densidad [Kg/m^3]	2700	2770

El requerimiento para la selección del material es que el satélite sea resistente a impactos, es decir que sea tenaz a la fractura y a la propagación de grietas, en donde el aluminio 7075-T6 muestra propiedades mecánicas más resistentes, debido a la temperatura no presenta grandes variaciones al cambiar el uso de las dos aleaciones de aluminio mencionadas se utilizará esta última para las iteraciones de análisis térmico posteriores, sin embargo la

elección de material debe considerarse como un estudio detallado por el ingeniero estructural.

La Figura 130 muestra la distribución de temperaturas obtenidas en la estructura considerando que está contiene aluminio 7075-T6, está rodeada de paneles solares y recubierta de acabados superficiales, en donde se observa que la temperatura máxima es de 35.25 [°C] la cual es 5 [°C] mayor que el escenario que presenta aluminio 6061-T6; la temperatura mínima es de 0.38 [°C] en donde es menor por aproximadamente 3 [°C] que para el aluminio 6061-T6. Estos resultados se debe a que la capacidad de almacenar calor de este último material es menor que la del aluminio 7071-T6.

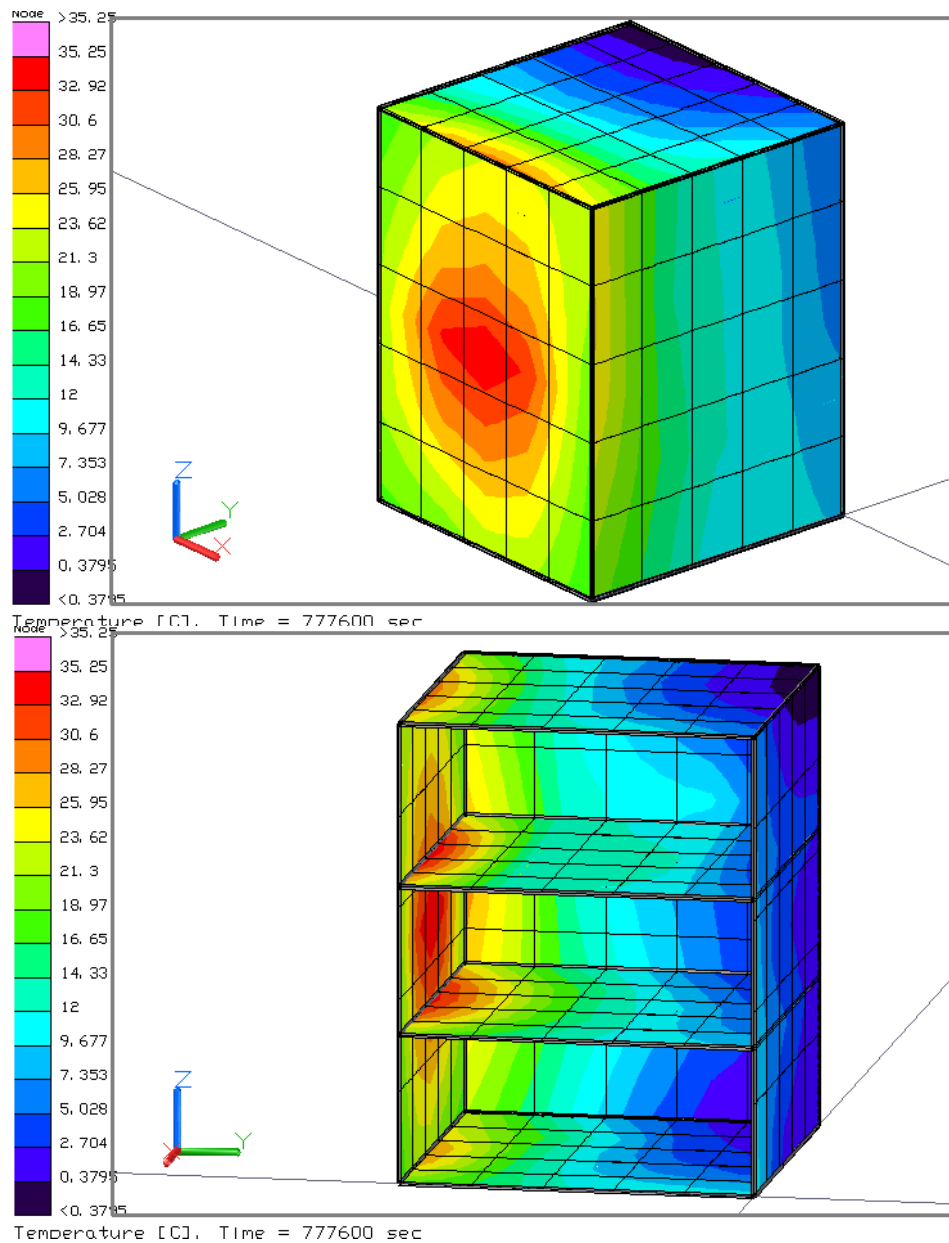


Figura 130. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

De acuerdo a la Figura 131 la distribución de temperaturas de los contenedores de los dispositivos internos es similar a la del escenario donde se considera el uso de aluminio 6061-T6, ya que el componente con mayor temperatura es la rueda de inercia ubicada en la cara en la que incide el Sol a 90°, en donde para este caso el valor es mayor 5 [°C].

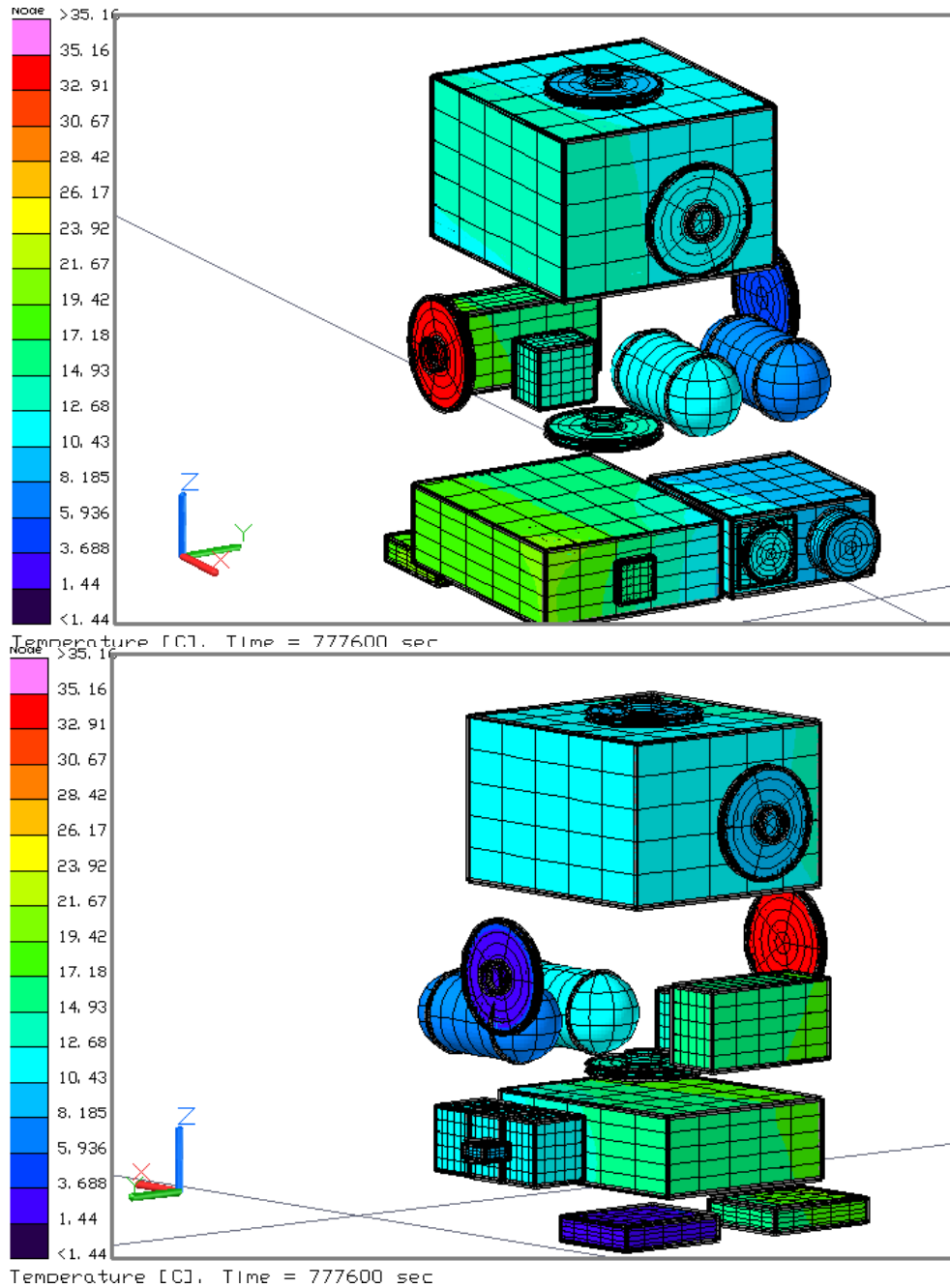


Figura 131. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

La Figura 132 muestra una representación de las temperaturas obtenidas en los circuitos eléctricos de este escenario, en donde el valor máximo se encuentra en el chip de la cámara con 183.8 [°C] disminuyendo 1 [°C] con respecto a el caso con aluminio 6061-T6.

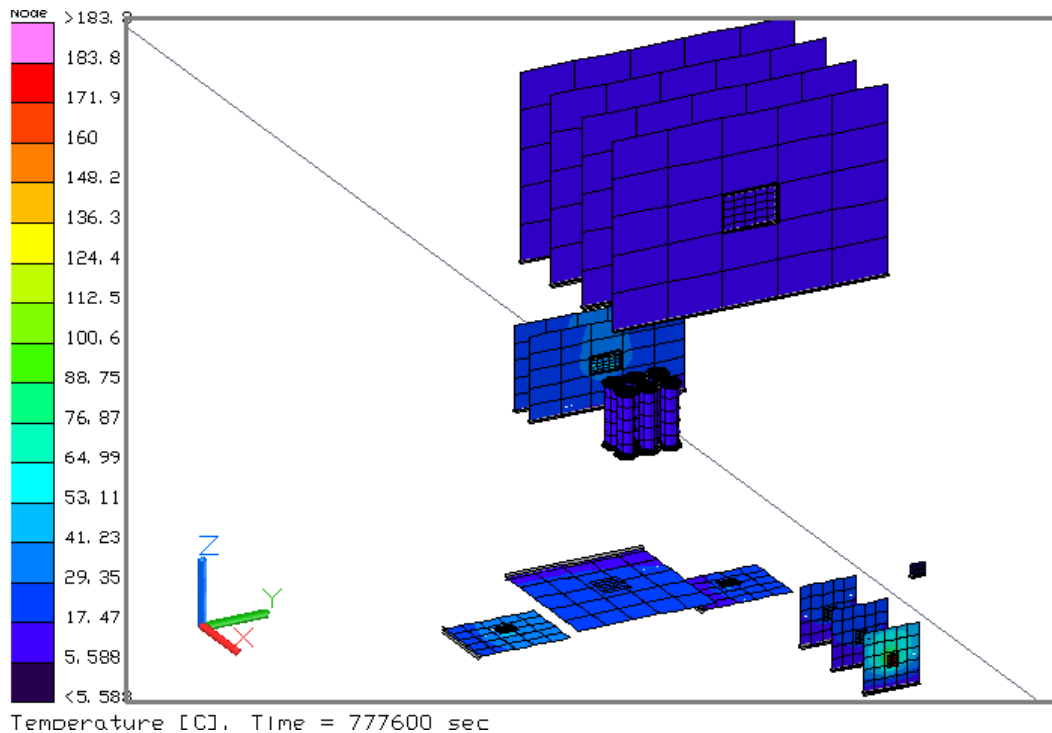


Figura 132. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

7.1.2.2. Caso Frío, Aluminio 7075-T6:

Esta sección comprende el análisis de resultados obtenido en el caso frío, es decir, en donde los valores de las cargas térmicas del ambiente espacial son mínimos debidos al solsticio de invierno, además de no considerar la disipación de los componentes internos del satélite al exterior del mismo.

7.1.2.2.1. Escenario A: Beta 90

Similar a la comparación de ambos aluminios en el caso caliente, en la Tabla 53 también se puede observar que para la cota superior los valores son más altos para el aluminio 7075-T6 y para la cota inferior las temperaturas son más bajas. Esto se debe al coeficiente de conductividad de este tipo de aluminio ya que es menor al del 6061-T6, por lo que el material retiene más el calor transferido por el ambiente, sin embargo, los resultados son similares y se

encuentran dentro del rango de los requerimientos térmicos. Por lo que se puede decir que el uso de estos materiales en la estructura no afecta térmicamente al análisis para el caso frío de manera similar que el caso anterior.

Tabla 53. Comparación de resultados utilizando aluminio 6061-T6 y 7075-T6 para el escenario A, caso frío, incluyendo recubrimientos internos, externos y paneles solares.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6	ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6	ALUMINIO 6061-T6	ALUMINIO 7075-T6
16.7	21.6	16.6	21.5	2.5	5.2
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
-8.2	-11.4	6.6	-11.3	-5.9	-10.1

La Figura 133 muestra la distribución de temperaturas para el caso extremo que el Quetzal pudiera alcanzar con respecto al límite inferior en el rango de temperaturas, al considerar como material de la estructura el aluminio 7075-T6, paneles solares y recubrimientos como una medida de control térmico.

Se muestran tres vistas en donde la distribución de temperaturas es similar a la de los escenarios anteriores con esta inclinación en donde la temperatura máxima es de 21.55 [°C] y la temperatura mínima es de -11.35 [°C], este rango de temperaturas en comparación con el caso caliente muestra la disminución de 13.7 [°C] en el punto máximo, lo cual es debido a la ausencia de cargas térmicas provenientes de los circuitos eléctricos, de la misma manera, para el punto mínimo la disminución fue de 11 [°C].

El punto máximo se observa en los nodos centrales de la cara que apunta hacia el Sol, que se encuentra en el plano XZ y el punto mínimo se tiene en la parte inferior y superior de la unión entre las cara opuesta al Sol y la cara opuesta a la Tierra, está última se encuentra en el plano YZ como se observa en la vista intermedia de la misma figura.

La vista inferior muestra el interior del satélite, en donde las máxima obtenida en la cara que da hacia el Sol, se transfiere por conducción a las divisorias de los compartimentos, en donde la temperatura disminuye con dirección al eje de las Y, hasta llegar a la cara opuesta al Sol. Este mismo comportamiento se presenta en la cara de avance del satélite ubicada en la parte superior y la cara de retroceso localizada en la parte inferior, ambas se encuentran en el plano XY.

La temperatura alcanzada en los nodos centrales de estas caras es desde los 12.78 [°C] hasta los -9.16 [°C], misma que se transfiere a los contenedores de los dispositivos internos.

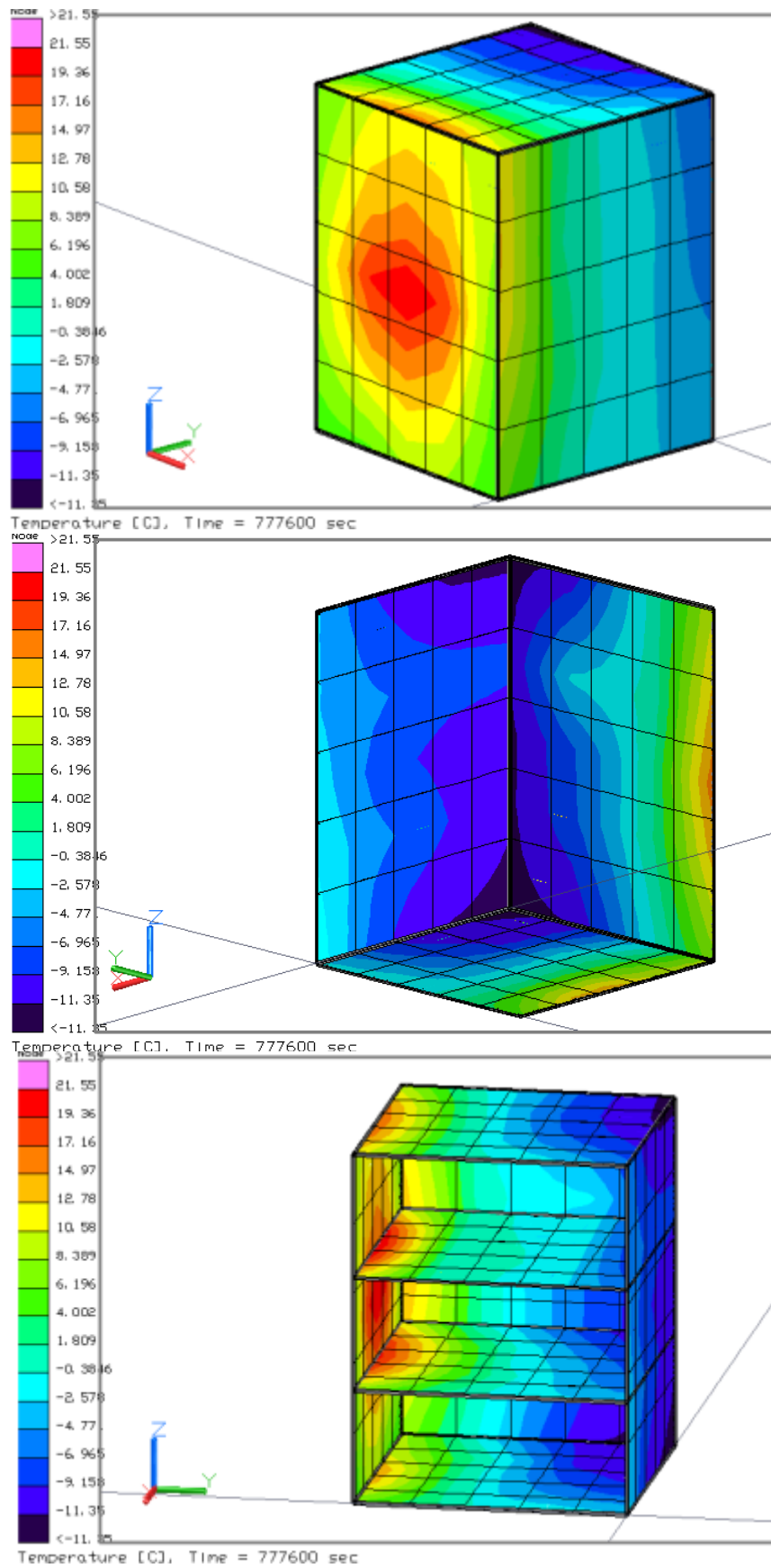


Figura 133. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

Los habitáculos de cada uno de los dispositivos internos adquieren temperatura debido a la transferencia de calor por conducción proveniente de las paredes de la estructura, en donde los componentes con mayor temperatura son aquellos que se encuentran contiguos a la cara que siempre se encuentra iluminada por el Sol, en donde la rueda de inercia es el que presenta el límite máximo de estos, tomando un valor de 21.45 [°C]; por el contrario los componentes con menor temperatura son los que se encuentran cercanos a la cara con sombra permanente, en donde el contenedor del transmisor toma una temperatura de 11.25 [°C] como se tiene en la Figura 134.

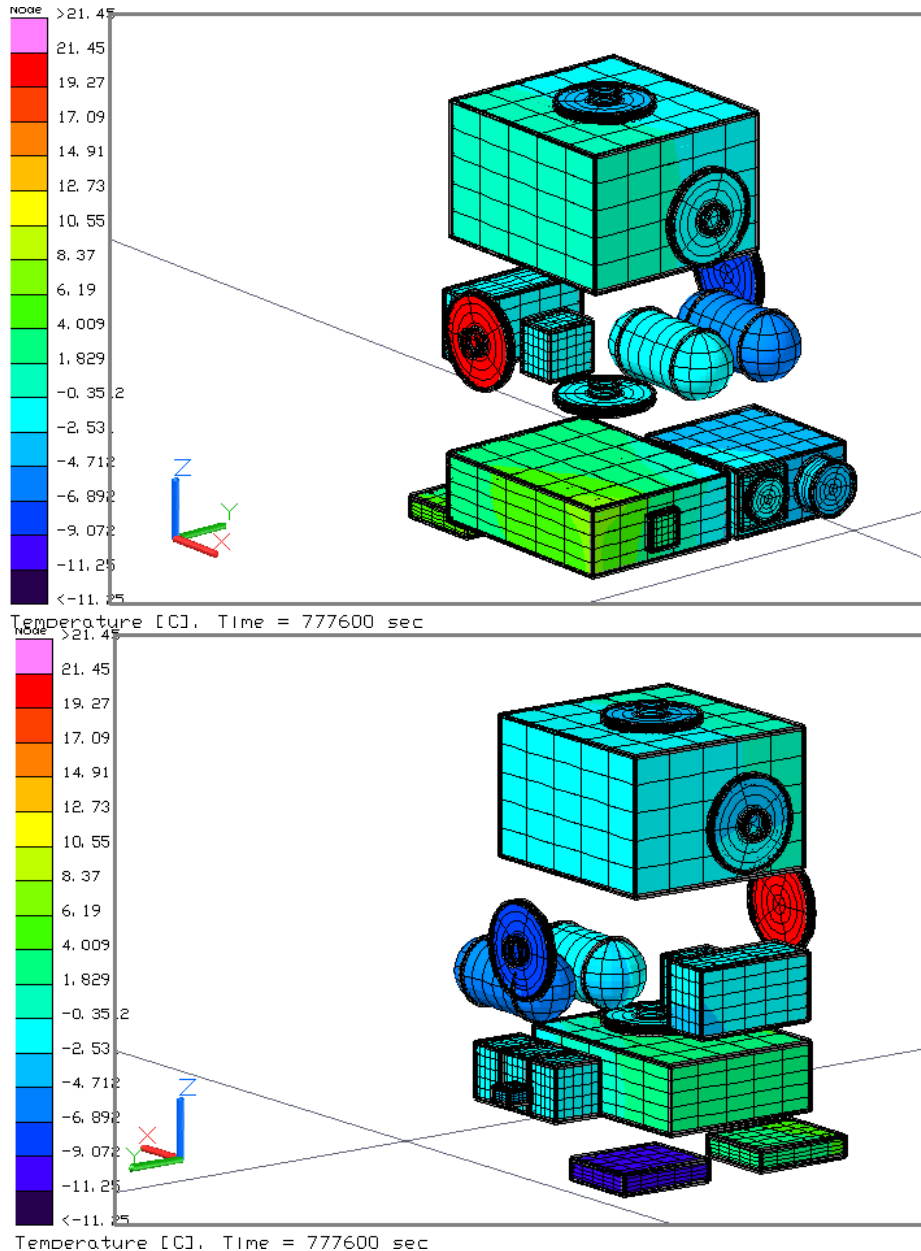


Figura 134. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

La estructura satelital eleva su temperatura inicial debido a la transferencia de calor en forma de radiación desde el ambiente térmico exterior, este calor es conducido desde la superficie exterior de la pared hacia el interior del satélite, misma que se transfiere a los contenedores internos y por ultimo a los circuitos eléctricos, en donde la distribución de temperatura mostrada en la Figura 135 se debe sólo a la transferencia de calor proveniente de la estructura ya que no se considera que estos dispositivos esten disipando calor. El rango de temperaturas mostrado es de 5.17 [°C] a -10 [°C], en donde los componentes con mayor temperatura son el receptor y el espectrómetro ya que están contiguos a la cara al Sol.

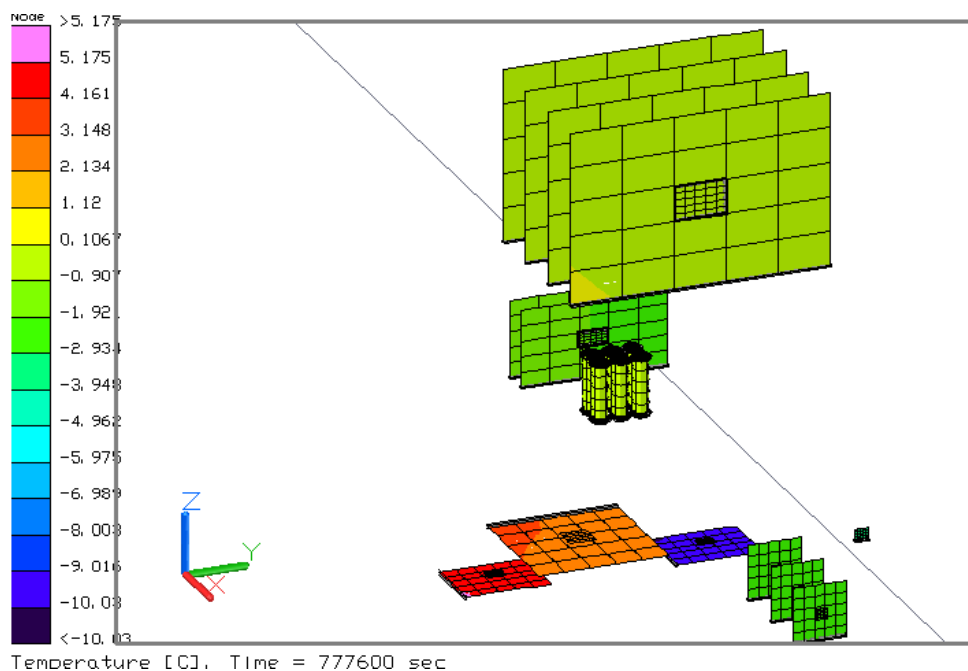


Figura 135. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, paneles solares y Aluminio 7075-T6, escenario A.

7.1.3. Etapa 3. Con recubrimientos, agregando Honeycomb y modificando paneles solares.

Se utilizará el aluminio 7075-T6 para los siguientes análisis debido a que presenta mayor resistencia a la ruptura que el aluminio 6061-T6 y sus propiedades térmicas no afectan al satélite de manera significativa ya que la diferencia de en los resultados con el uso de esta aleación de aluminio es de 5 [°C].

Como el uso de recubrimientos ha resultado eficiente en la disminución de la temperatura, se sigue considerando para esta iteración en conjunto con el cambio de material, el uso de paneles solares y de honeycomb entre la estructura y el panel.

En esta etapa se considera la eficiencia de los paneles solares la cual nos indica la porción de energía absorbida que se convierte en electricidad y no en calor, en donde el 16% se convierte en electricidad, el 39.5% se absorbe y el 44.5% se refleja. El 16% de la energía convertida en electricidad se ignora y el porcentaje de energía absorbida y reflejada se agrega en las propiedades ópticas de los paneles solares como se muestra en la Tabla 54 [22] y [33].

Tabla 54. Propiedades ópticas de los paneles solares considerando una eficiencia del 16%.

Material	Absortividad	Emisividad	α/ϵ
Panel solar (silicio)	0.395	0.445	0.888

Además de los paneles solares se consideran diferentes capas entre estos y la estructura, en donde se utiliza la mejor configuración obtenida en el CASTOR, elegida de acuerdo a su desempeño térmico; su principal objetivo es mantener a los componentes internos y la estructura dentro de sus rangos de operación óptimos [10]. Esta configuración está compuesta por 5 capas, en donde desde el exterior al interior del satélite se tiene:

- Capa 1: Paneles solares
- Capa 2: Fr4 PCB
- Capa 3: Aluminio 7075-T6
- Capa 4: Honeycomb de Aluminio 7075-T6
- Capa 5: Aluminio 7075-T6

Estas capas permiten proteger a los paneles solares que son extremadamente frágiles y requieren rigidez para evitar que se doblen. En la Figura 136 se muestra como están conformadas las capas entre el panel solar y la estructura, en el lado derecho se encuentran los espesores de cada una y en el lado izquierdo el material del que están conformadas, en donde la capa de PCB debe ser adherida a las demás con resina epóxica de fibra de carbono.

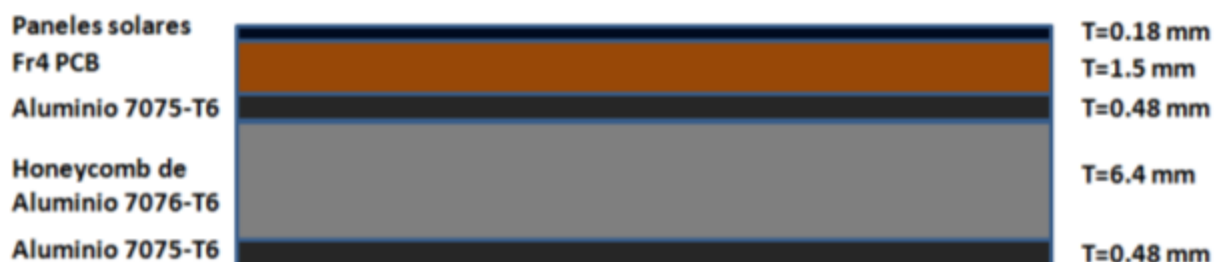


Figura 136. Diagrama de la configuración y composición de los paneles solares [10].

El honeycomb permite que la estructura sea resistente en el eje perpendicular al panel, la capa de PCB y el compuesto de fibra de carbono a lo largo de todos los demás ejes; esta resina no gasifica a temperaturas menores a 260 [C]. Los espacios entre el honeycomb permiten dar esa resistencia además de ser más ligero que si se instalara un bloque de aluminio sólido, la placa de PCB permite que el cableado del panel sea más simple y evita el uso de Kapton; a su vez los paneles solares están sellados en su superficie con una cubierta de vidrio con un adhesivo llamado RTV o NuSil [10].

7.1.3.1. Caso Caliente:

En este escenario se muestran los resultados obtenidos para el caso de mayor temperatura que el satélite puede alcanzar considerando recubrimientos, la eficiencia en los paneles solares y las capas que estos contienen para darle rigidez y aislamiento.

7.1.3.1.1. Escenario A: Beta 90

Al considerar la nueva configuración de los paneles solares, de la misma manera que su eficiencia, la temperaturas máximas de la estructura y los compartimentos de los componentes internos lograron una disminución de 19[°C] con respecto a la etapa anterior, lo cual es un valor considerable para el sistema de control térmico, sin embargo, la temperatura del chip de la cámara disminuyó 2[°C], por lo que no es suficiente y es necesario utilizar otro tipo de control térmico específico para este componente. Ésta comparación se aprecia en la Tabla 55.

Tabla 55. Comparación de resultados antes y después de considerar la eficiencia de los paneles solares y agregar honeycomb para el escenario A, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN HONEYCOMB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES	SIN HONEYCOMB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES	SIN HONEYCOMB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES
35.3	16.3	35.2	15.8	183.8	181.1
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
0.4	1.3	1.5	2.4	5.6	6

La Figura 137 muestra la distribución de temperaturas obtenida a partir de estas consideraciones, en donde en la vista superior se aprecia el satélite con los paneles solares las capas que se encuentran entre la estructura y estos, tomando una temperatura en el límite superior de 16.3 [°C] en la cara iluminada por el Sol y una temperatura mínima de 1.3 [°C] en la cara opuesta al Sol.

En la vista inferior se observa la estructura ocultando las capas exteriores, los paneles solares y la cara hacia la Tierra que se ubica en el plano YZ, sin embargo, se muestran las divisorias, la cara de avance y de retroceso del satélite todas en el plano XZ en donde el rango de temperaturas que se tiene es de 15.34 [°C] a 1.82 [°C]. También se puede apreciar que la temperatura del exterior del satélite a la estructura disminuyó 1 [°C].

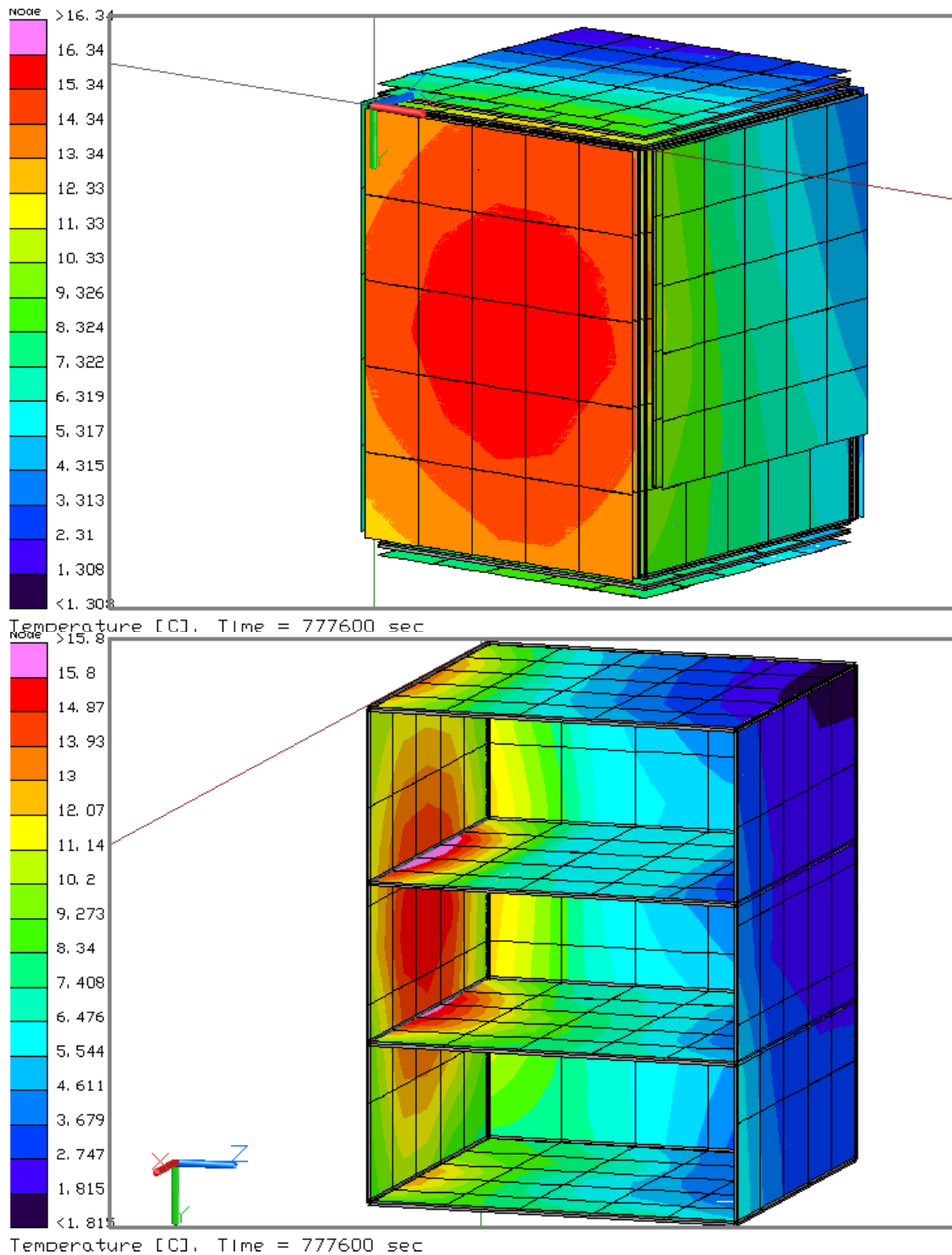


Figura 137. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

Las cajas de los componentes y su distribución de temperaturas para esta etapa se encuentran en la Figura 138, en donde la zona con mayor temperatura es la que se encuentra cercana a la cara que apunta hacia el Sol y aquí se encuentran una de las ruedas de inercia y el espectrómetro con 15.79 [°C] y 11.31 [°C], la zona con menor temperatura es la cara que no recibe radiación solar directa en el plano XY y en esta se encuentra otra rueda de inercia, los tanques y el transmisor con valores de 2.35 [°C], 4.14 [°C] y 3.25 [°C].

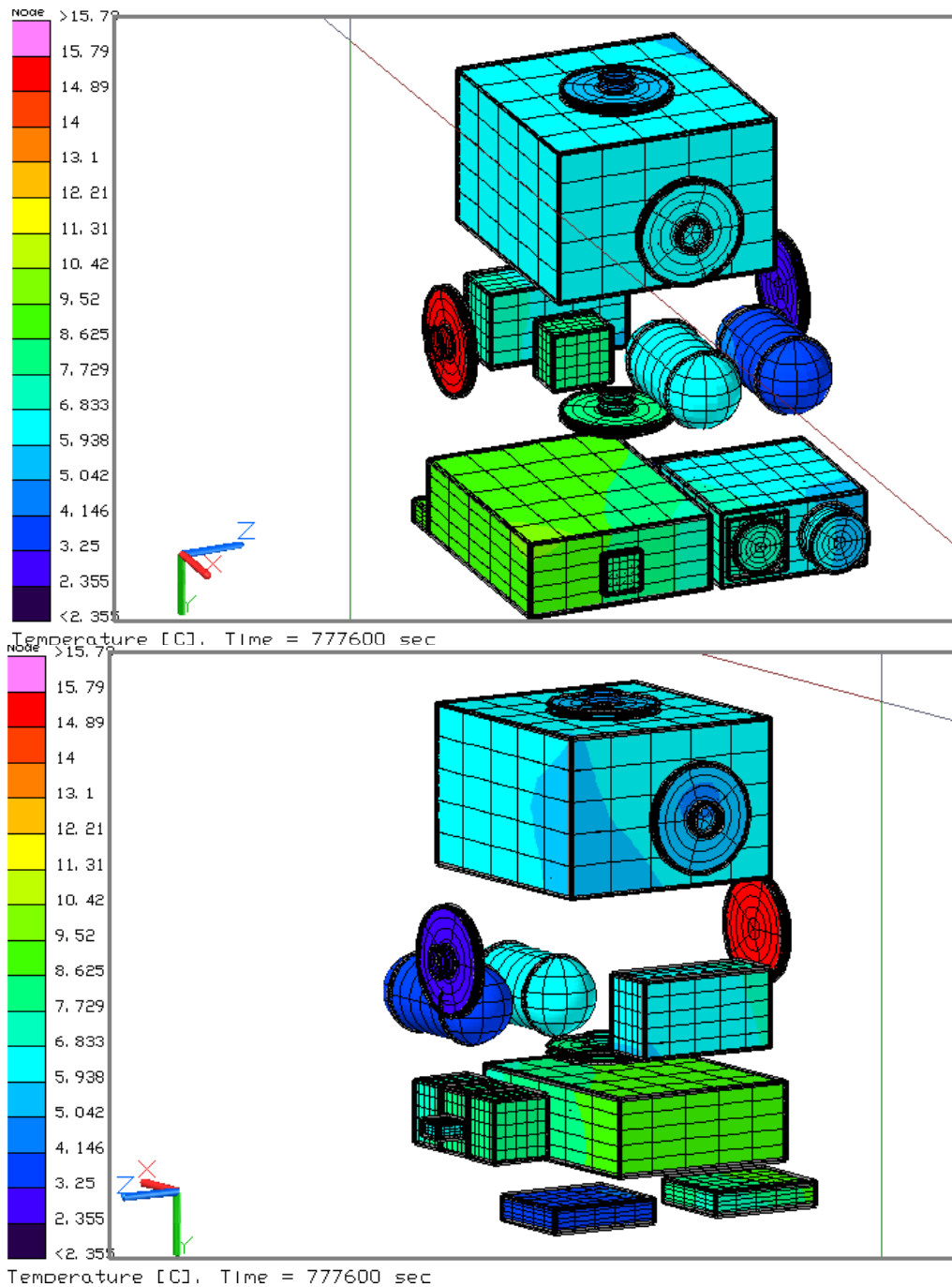


Figura 138. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

La Figura 139 muestra la temperatura de los componentes internos adquirida por conducción desde la estructura y por la disipación de calor generada por su operación. De aquí el chip de la cámara es el que presenta mayor temperatura con 181.1 [°C] y los demás componentes tienen una temperatura de 41.04 [°C] a 6.02 [°C], en donde la carga útil muestra que continua siendo uno de los componentes en los que debemos enfocarnos para disminuir su temperatura en iteraciones futuras.

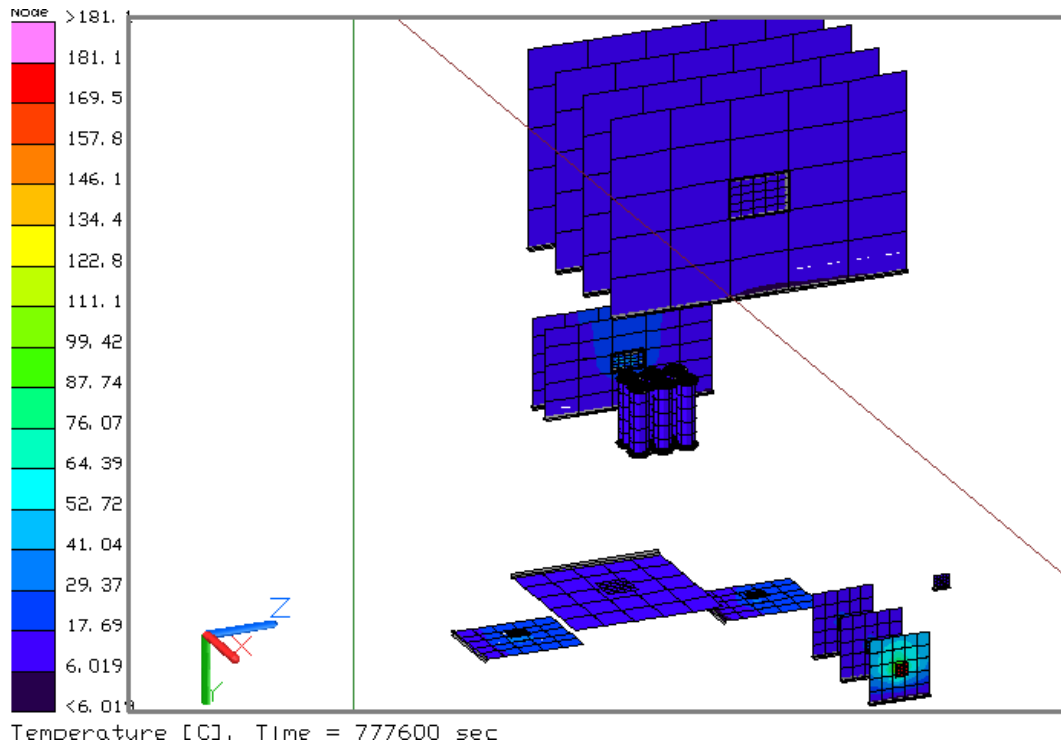


Figura 139. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

7.1.3.2. Caso Frío:

A continuación se presentan los resultados obtenidos en el caso donde el satélite puede alcanzar la menor temperatura sin tomar en cuenta la disipación interior de los circuitos eléctricos y considerando que la intensidad de radiación del Sol, de albedo y de infrarrojo de la Tierra es la más baja debido al solsticio de invierno, además se observa el comportamiento del Quetzal al agregar la eficiencia de los paneles, las capas internas para darles resistencia y recubrimientos en el interior y exterior de las caras del satélite, para cuando el ángulo beta es igual a cero.

7.1.3.2.1. Escenario A: Beta 90

Para el caso frío también se presenta un decremento en la temperatura de 19[°C] para el límite superior de la estructura y los compartimentos internos y de 9[°C] para los circuitos eléctricos en comparación con los resultados de la etapa 2. En el límite inferior solo se tiene la variación de 1[°C] como se muestra en la Tabla 56.

Tabla 56. Comparación de resultados antes y después de considerar la eficiencia de los paneles solares y agregar honeycomb para el escenario A, caso frío.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN HONEYCOMBB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES	SIN HONEYCOMB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES	SIN HONEYCOMB Y SIN EFICIENCIA EN PANELES	CON HONEYCOMB Y EFICIENCIA EN PANELES
21.6	3.2	21.5	2.6	5.2	-4
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
-11.4	-10.7	-11.3	-10.1	-10.1	-9

A diferencia del caso caliente la temperatura disminuyó 13.1 [°C] en el límite superior y en el inferior 12 [°C] en lo que concierne a la estructura y las cajas internas y en el punto máximo del rango de temperatura de los circuitos eléctricos disminuyó 185 [°C] y en el mínimo 15 [°C], lo que significa que el aumento de temperatura en el caso caliente es debido a la disipación de calor del componente más que al ambiente térmico espacial, en donde el calor se almacena y no es transferido debido al bajo coeficiente de conducción del material del chip, por lo que se debe proponer un medio en el cual ese calor pueda ser transferido a una zona de menor temperatura como lo es el contenedor de la carga útil.

En la Figura 140 se presenta la distribución de temperaturas obtenida en la estructura, en donde en la vista superior se observan los paneles solares y sus capas tomando un valor máximo en la cara al Sol con 3.15 [°C] y un valor mínimo en la cara opuesta al Sol [°C] con -10.66 [°C]; ambas caras se encuentran en el plano XY.

En la vista inferior se muestra la estructura sin paneles solares, honeycomb y las demás capas que le dan rigidez a las celdas solares en donde la temperatura disminuyó 1 [°C] con respecto a la parte externa que se expone al ambiente espacial; las divisorias se presentan aquí con un rango de temperaturas de 2.58 [°C] a -9.4 [°C] en donde la temperatura decrece con dirección al eje Z, de la misma manera que las caras de avance y retroceso del satélite, todas estas en el plano XZ.

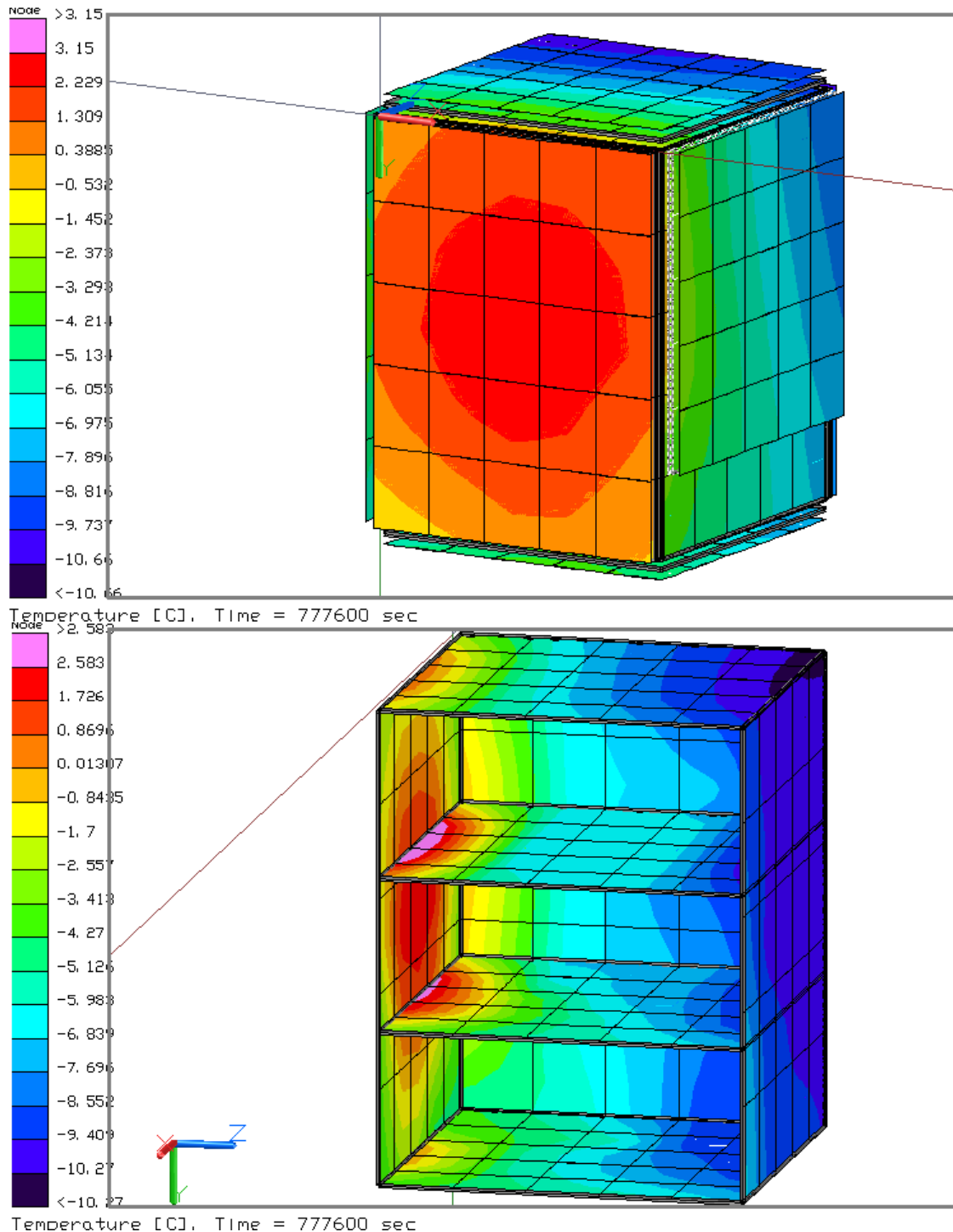


Figura 140. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

La Figura 141 representa la temperatura que toman los contenedores de los circuitos eléctricos la cual se obtiene por transferencia de calor mediante conducción desde la estructura satelital en donde los rangos de temperatura son muy similares a esta. La rueda de inercia con una temperatura de 2.55 [°C]

es la que alcanza el valor más alto debido a que se encuentra localizada en la cara en la que incide el Sol a 90°, del lado contrario a esta se encuentra otra rueda de inercia, el transmisor y uno de los tanques los cuales alcanzan el punto mínimo de temperatura con -10.04 [°C].

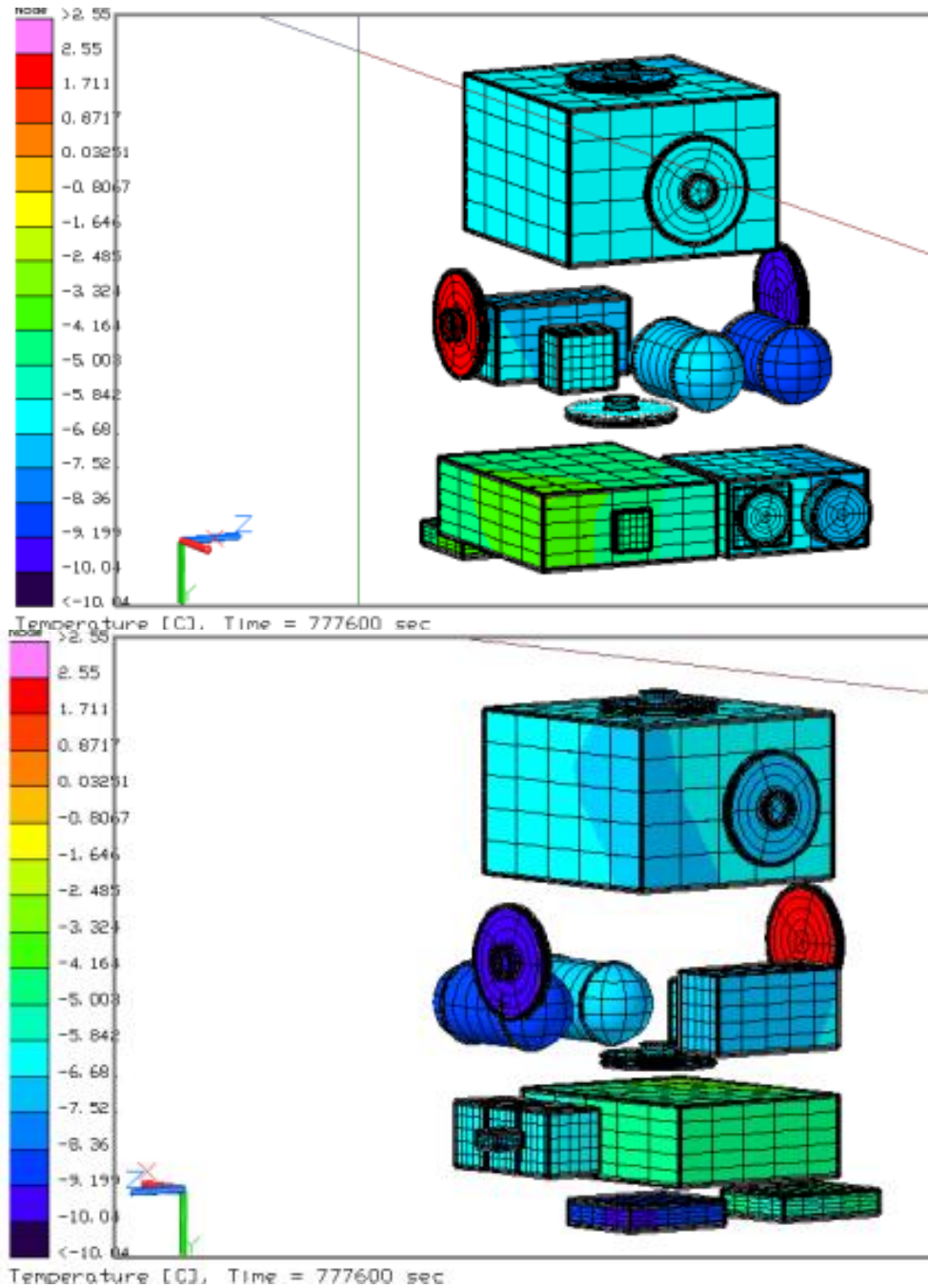


Figura 141. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

La Figura 142 presenta las temperaturas de los circuitos eléctricos en donde el calor fue transferido hacia estos mediante conducción térmica desde los contenedores ya que en este escenario no se considera su disipación de calor interno, de aquí los componentes con mayor temperatura son las tarjetas del espectrómetro y el receptor con -3.95 [°C] y el circuito con menor temperatura es el transmisor con -8.97 [°C].

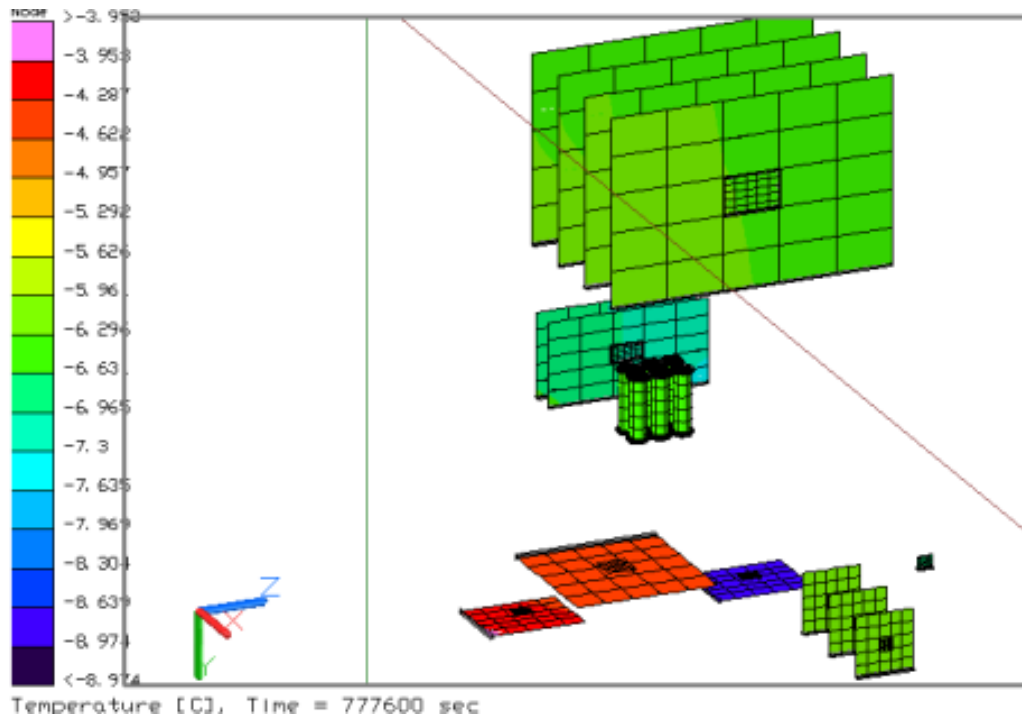


Figura 142. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6, escenario A.

7.1.4. Etapa 4. Agregando pistas térmicas.

De acuerdo a los resultados obtenidos en las etapas anteriores, se observa que la temperatura en los circuitos electrónicos del satélite, en especial los de la cámara, sobrepasan los límites de operación y supervivencia; por lo que es necesario evaluar la utilización de control térmico pasivo, en primera instancia, para disipar el calor generado por estos. Se dice que en primera instancia se evaluará el control pasivo por su simplicidad, debido a que este tipo de control térmico no requiere de potencia eléctrica ni interviene con cargas dinámicas del satélite. A su vez se debe tomar en cuenta bajo costo y peso como ya se había mencionado en capítulos anteriores. De no ser satisfactorio el control térmico pasivo, se procederá con el uso del control activo.

Haciendo un recuento de los tipos de control térmico pasivo, se tienen los recubrimientos, aislantes y radiadores. Sin embargo también se pueden considerar a los elementos que favorezcan la conducción del calor almacenado

en los dispositivos como los son las pistas térmicas (thermal straps), en donde se propone que sean conectadas del chip a la estructura del componente el cual se encuentra a una temperatura menor a la del chip, de tal forma que haya una disminución de temperatura en el circuito electrónico debida a la transferencia de calor por conducción.

Las pistas térmicas son hechas de materiales como cobre, aluminio, berilio, plata, fibra de carbono, entre otros y han sido utilizadas en diferentes misiones por mencionar algunas VEGA (unión soviética, 1986) [3] y Oufiti-1 (Bélgica) [11]. En donde para esta última misión la pista térmica utilizada se puede observar en la Figura 143.

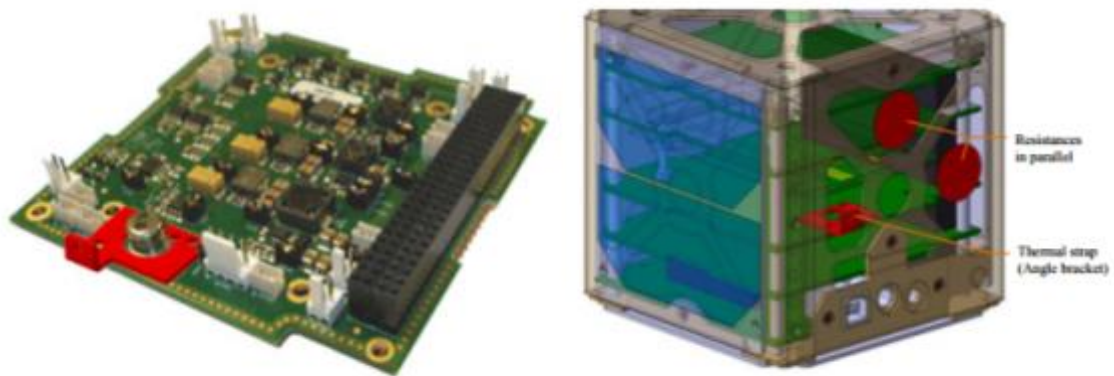


Figura 143. Pista térmica utilizada en el nano-satélite Oufiti-1 el cual rodea al transistor y se encuentra atornillado a la PCB y a la estructura del satélite [11].

Existen diferentes diseños de pistas térmicas como se observa en la Figura 144 y son distribuidas por diferentes proveedores entre los cuales se encuentran:

- Technology Applications. Inc.
- Thermotive
- Thermacore



Figura 144. Diseños de diferentes tipos de pistas térmicas.

Las pistas térmicas de cobre son de 4 a 6 veces más conductivas que el aluminio, se escoge primero esta opción sobre los tubos de calor, ya que es más simple, no utiliza fluidos de por medio, además no requiere potencia para funcionar y es fácil de conseguir.

Se propone agregar las pistas en los circuitos que sobrepasan los límites de temperatura operacionales, que por orden de importancia son: los chips de la cámara, el receptor, transmisor y el sistema de control y distribución. De los cuales la temperatura mayor se tiene en la cámara y la menor en el sistema de control y distribución.

En esta etapa se analizan dos tipos de pistas térmicas por contacto de esquina llamada así porque solo una esquina de la pista se encuentra conectada al chip y por contacto de área en donde la cara del chip se encuentra completamente adherida a la pista, las cuales se muestran en la Figura 145.

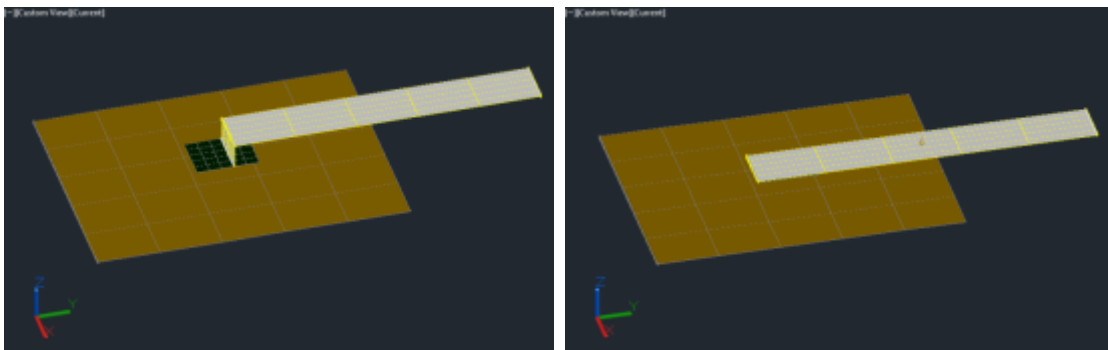


Figura 145. Modelado de las pistas conectoras de esquina (izquierda) y de área (derecha).

7.1.4.1. Pistas térmicas. (Contacto de esquina)

En esta sección se evalúa si sirve como solución el uso de pista térmica por contacto de esquina, esto a partir del análisis de los resultados que se obtengan y si se logra un decrecimiento en la temperatura del chip de la cámara de tal manera que ésta se encuentre dentro del rango de temperatura operacional del componente en el caso caliente que es donde se presenta el estado crítico a solucionar.

7.1.4.1.1. Caso Caliente:

7.1.4.1.1.1. Escenario A: Beta 90

La comparación de los resultados antes y después de agregar pistas térmicas en los chips nos muestra (ver Tabla 57) temperaturas similares en la estructura

y una disminución en el chip de la cámara de 47[°C], sin embargo, se tiene una temperatura de 134[°C] lo cual sigue excediendo el límite máximo del rango de operación del circuito electrónico de la carga útil, lo que nos indica que debemos determinar si la pista térmica por contacto de área permite obtener un decrecimiento que permita cumplir con los requerimientos térmicos de dicho componente.

Tabla 57. Comparación de resultados antes y después de agregar pistas térmicas de contacto de esquina para el escenario A, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)
16.3	16.4	15.8	15.8	181.1	134
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
1.3	1.4	2.4	2.4	6	6.7

La Figura 146 muestra en la vista superior la distribución de temperaturas obtenida por los paneles solares, con el uso de honeycomb y capas entre estos y la estructura, los cuales alcanzan 16.38 [°C] como valor máximo y 1.37 [°C] como valor mínimo, obteniendo una diferencia de menos de 1 [°C] en la estructura del satélite como se puede ver en la vista intermedia.

A diferencia de los casos en donde no se consideran las capas y la eficiencia de los paneles solares, en este se observa que la temperatura máxima se distribuye en una mayor área de la cara que apunta hacia el Sol ubicada en el plano XY, en el centro de la cara, esto debido a la conducción de calor que se tiene en las capas de aluminio las cuales contienen un coeficiente de conductividad mayor que las demás capas. A pesar de esto la temperatura máxima en el panel solar se encuentra dentro del rango de operación que es de 100 [°C] a -100 [°C].

En la vista inferior se tiene la distribución de temperatura en las caras internas del satélite, incluyendo las divisorias de cada uno de los módulos, ocultando la cara que apunta hacia la Tierra en el plano YZ para poder observar el interior de estas. Las divisorias se encuentran en el plano XZ al igual que la cara de avance del satélite (parte superior) y cara de retroceso (parte inferior), en donde la temperatura disminuye desde en la dirección Z desde la cara en la que el Sol incide hacia la cara en donde se encuentra la sombra.

Como se observa en la Tabla 57 los valores de temperatura obtenidos en la estructura del satélite varían menos de 1 [°C] con el uso de las pistas térmicas.

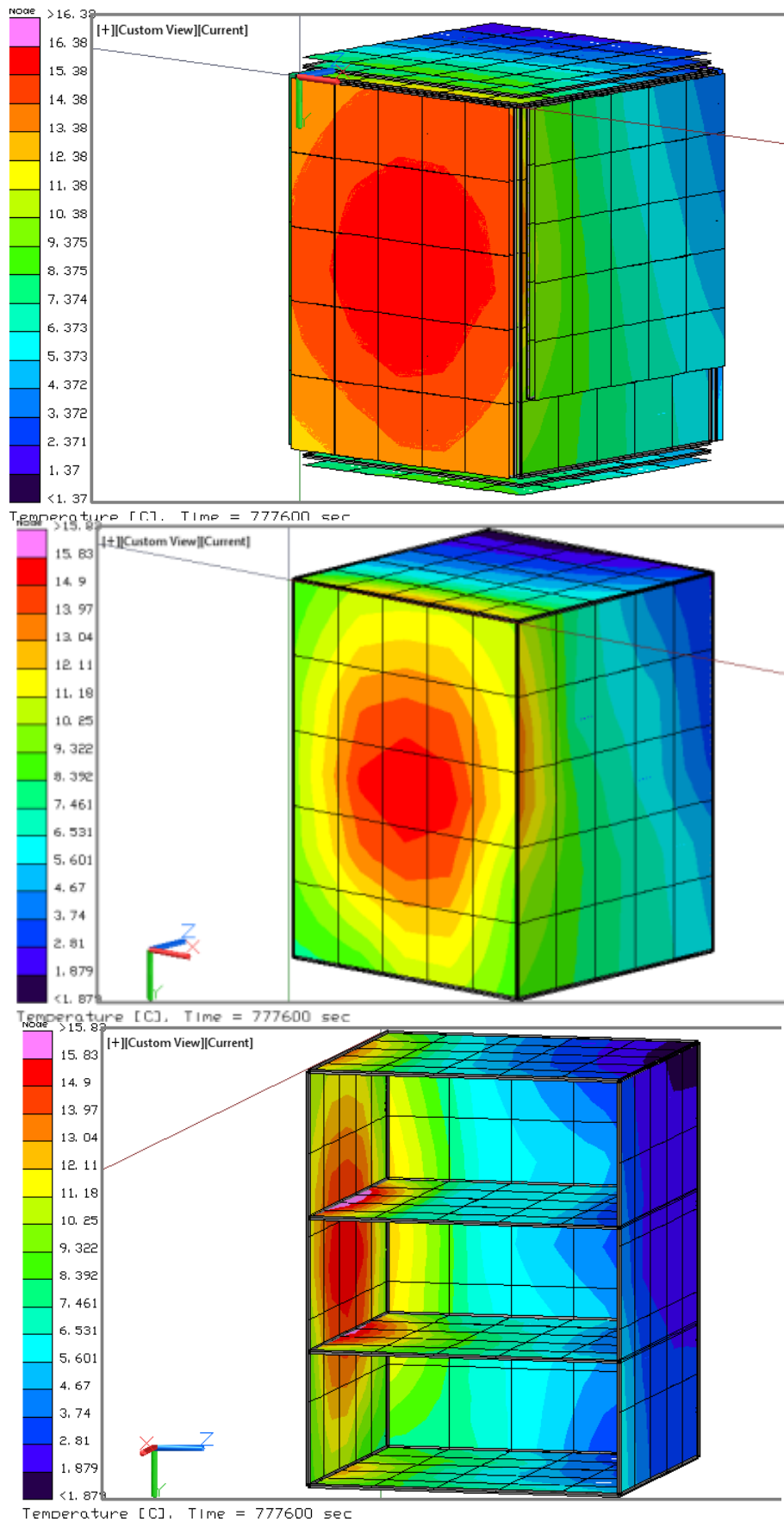


Figura 146. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de esquina, escenario A.

De la misma manera que en la estructura, el uso de las pistas térmicas no afecto en el rango de temperatura alcanzado por los contenedores de los componentes internos, en donde el límite máximo es de 15.83 [°C] y el mínimo de 2.4 [°C], como se tiene en la Figura 147, por lo que es necesario analizar los resultados obtenidos por los componentes a los que se encuentran adheridas las pistas térmicas.

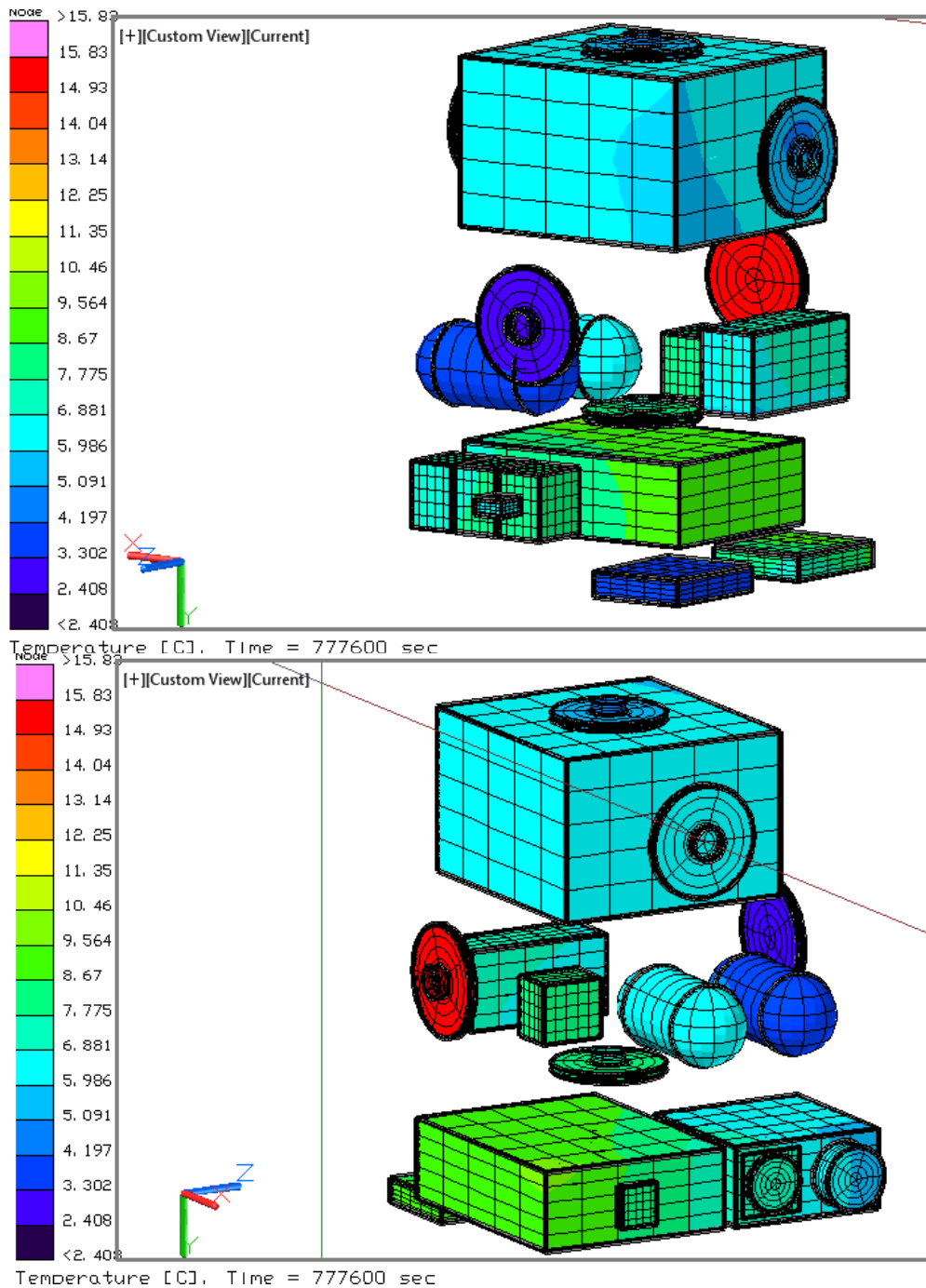


Figura 147. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de esquina, escenario A.

El rango de temperaturas obtenido por los componentes internos disminuyó 47 [°C] en el punto máximo obteniendo 134 [°C], con respecto a los casos en donde no se utilizan las pistas térmicas como se muestra en la Figura 148. Este valor máximo se encuentra en el chip de la cámara la cual opera en un rango de temperaturas de -20 [°C] a 60 [°C], por lo que no cumple con este requerimiento y se debe analizar la opción con contacto de área.

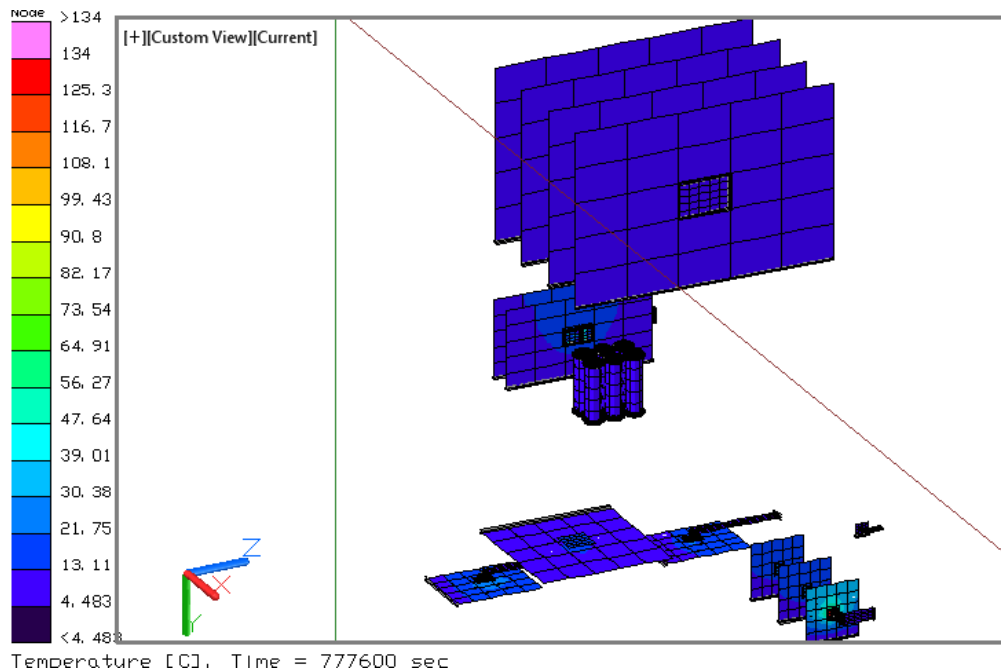


Figura 148. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 pistas térmicas de contacto de esquina, escenario A.

El contacto a partir de las pistas térmicas se agregó el chip de la cámara, del receptor, transmisor y del sistema de control y distribución que fueron los componentes electrónicos que rebasaban la cota máxima de operación. La temperatura de estos circuitos mostraron un valor decreciente al estar en contacto con su habitáculo de aluminio, en donde los resultados para la cámara, el receptor y transmisor continúan sobrepasando los requerimientos térmicos de operación por lo que se recomienda evaluar que el contacto de la pista térmica sea en toda el área del chip para transferir el calor hacia las paredes del compartimento de cada uno de estos dispositivos.

La comparación de los resultados obtenidos antes y después de agregar el contacto en los chips se muestran en la Tabla 58, en donde para el caso del receptor la temperatura obtenida no se encuentra dentro del rango de operación que es de -10 [°C] a 60 [°C], sin embargo para el transmisor y el sistema de control y distribución de potencia el resultado alcanzado si se encuentra entre los límites de operación los cuales son de -20 [°C] a 50 [°C].

Tabla 58. Comparación de resultados antes y después de agregar pistas térmicas de contacto de esquina en los chips de la cámara, el receptor, transmisor y sistema de control y distribución, para el escenario A, caso caliente.

CÁMARA		RECEPTOR Y TRANSMISOR		SIST. CONTROL Y DISTRIBUCIÓN	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	SIN PISTAS TÉRMICAS	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)
181.1	134	62.4	54.3	47.6	39.1
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
8.3	6.9	6.3	4.5	7	6.7

La Figura 149 presenta la distribución de temperaturas en los chips de la cámara debida a la conexión de las pistas térmicas por contacto de esquina.

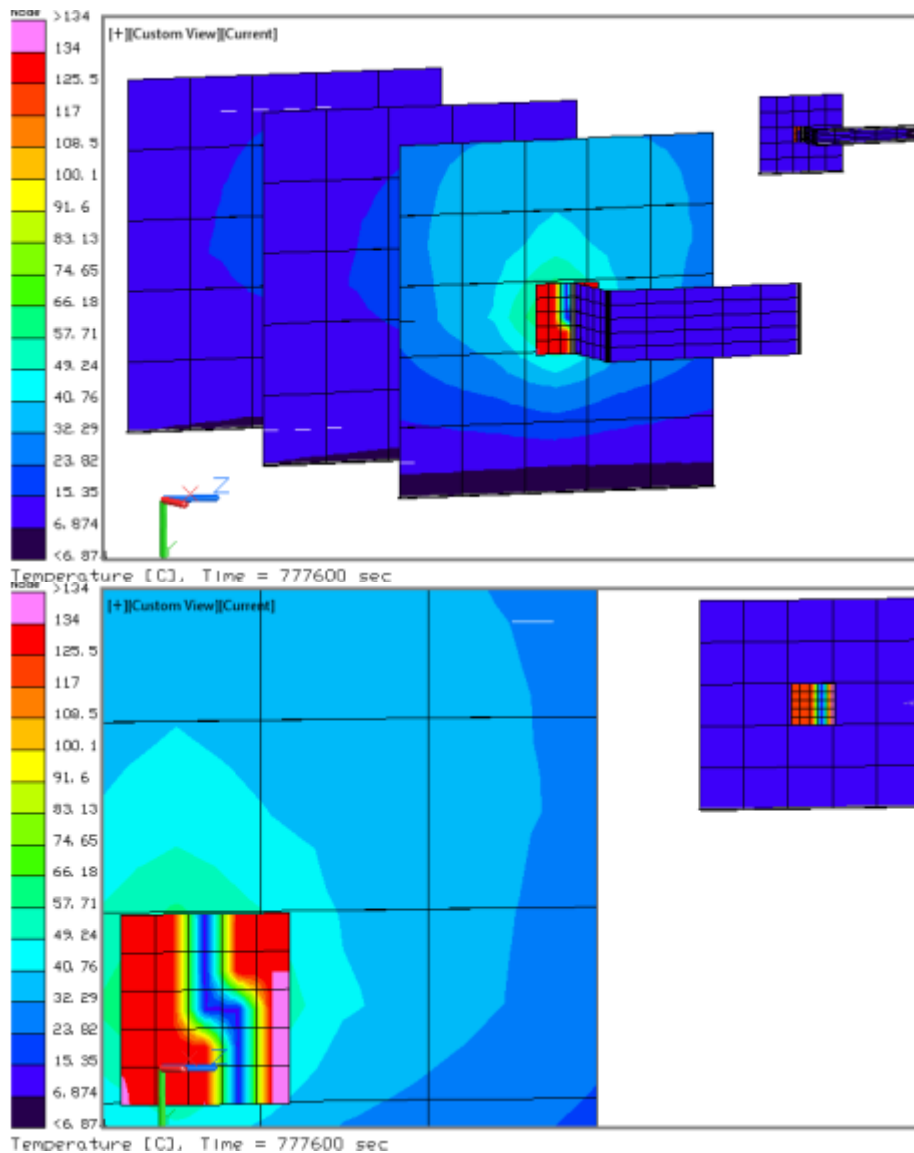


Figura 149. Distribución de temperaturas en los chips de la cámara utilizando contacto de esquina conectando el chip con el habitáculo de la cámara.

La Figura 150 presenta la distribución de temperaturas obtenida por el receptor que se encuentra en el lado izquierdo y el transmisor del lado derecho, el chip de ambos presenta una temperatura de 54.3 [°C] en las esquinas donde la pista térmica no hace contacto, comportamiento similar al de la Figura 149. Ésta temperatura disminuyó 8 [°C] con respecto al caso sin pistas térmicas.

En la vista superior de la Figura 150 se muestra la distribución de temperatura de las pistas térmicas en donde la temperatura es mayor en la zona que hace contacto con los chips y es menor en la conexión con el contenedor de ambos componentes.

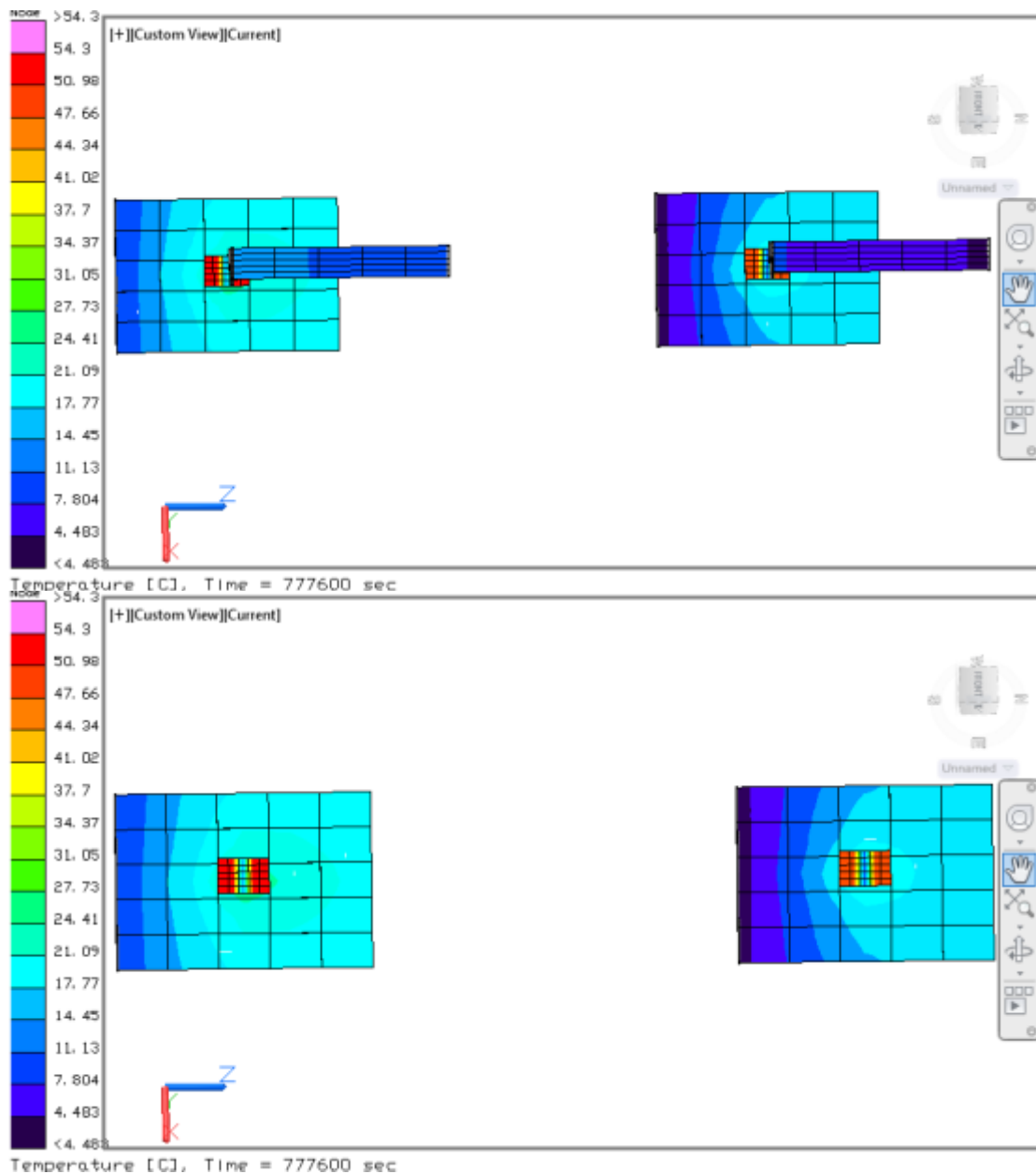


Figura 150. Distribución de temperaturas en los chips del receptor (izquierda) y el transmisor (derecha) utilizando contacto de esquina conectando los chips con el habitáculo del receptor y del transmisor respectivamente.

Como se puede apreciar en la Figura 151 las pistas térmicas que conectan los chips del sistema de control y distribución con el contenedor son de menor longitud que los anteriores, sin embargo el comportamiento es el mismo, es decir, que la zona de menor temperatura se observa en donde la pista hace contacto y con el chip y la zona de mayor temperatura en las partes alejadas a este contacto. La temperatura máxima fue de 39.12 [°C], valor que decreció 8.5 [°C] con respecto al caso sin pistas térmicas.

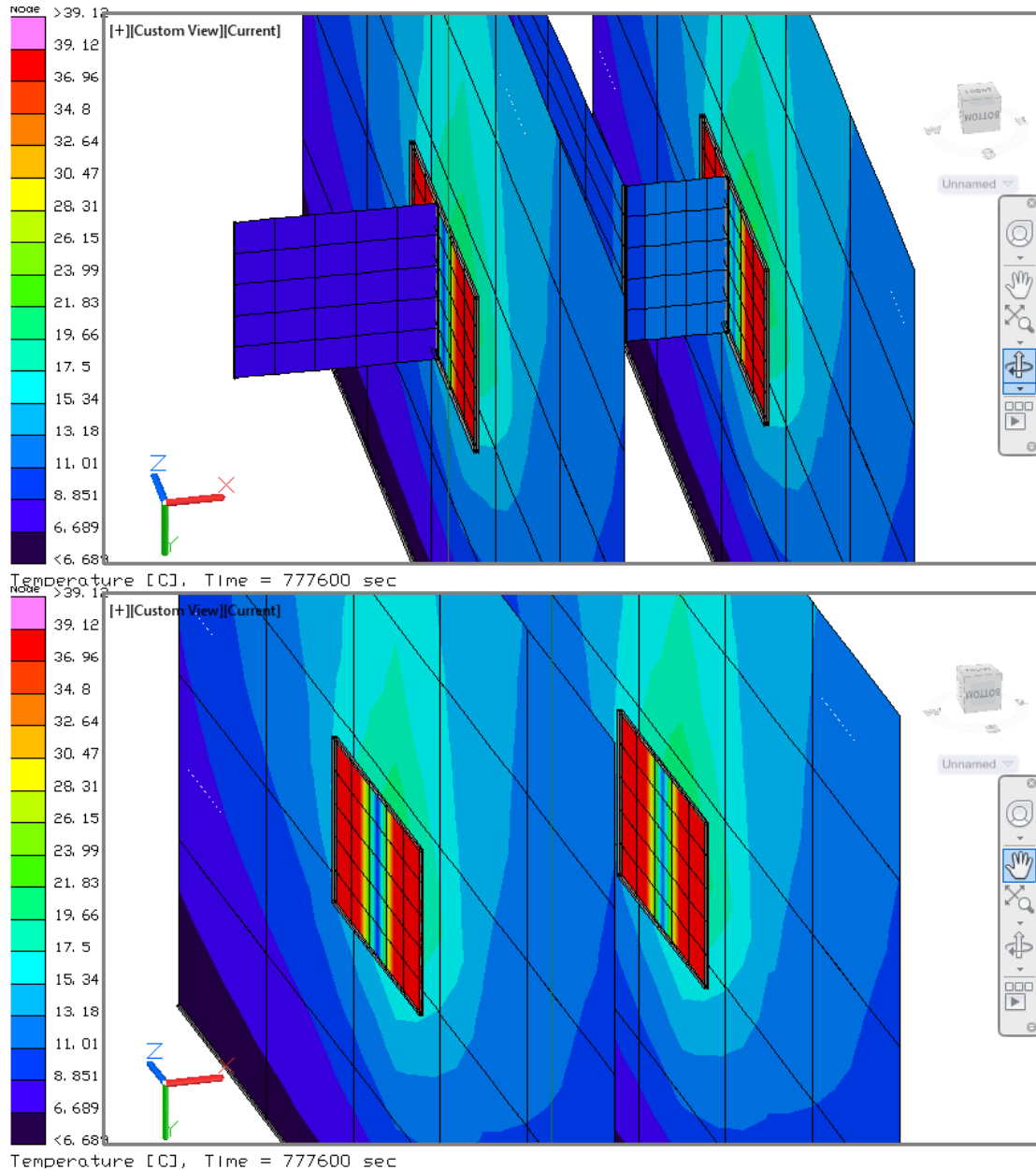


Figura 151. Distribución de temperaturas en el chip de los circuitos del sistema de control y distribución utilizando contacto de esquina conectando el chip con el habitáculo del sistema.

Debido a que el uso de pistas térmicas con contacto de esquina no solucionó completamente el problema, no se analizará el caso frío con el uso de estas,

por lo que se procede a hacer el análisis de la opción de pistas térmicas por contacto de área.

7.1.4.2. Pistas térmicas. (Contacto de área)

De acuerdo a los resultados obtenidos en el apartado anterior (7.1.4.1) es necesario realizar un cambio en el contacto de las pistas térmicas al chip de los dispositivos afectados, es decir, la cámara, el receptor, el transmisor y el sistema de control y distribución. El contacto en esta sección será haciendo contacto en toda el área del chip para tener una mayor transferencia de calor, ya que cuando se utiliza el contacto de esquina el flujo de calor por conducción solo es en la sección donde se encuentra la conexión del chip con la pista térmica.

7.1.4.2.1. Caso Caliente:

En esta sección se analiza si la temperatura disminuye al transferir calor por conducción mediante una aleta que se encuentra en contacto con el chip de los componentes con mayor temperatura hacia la estructura de dichos componentes. Esto se realizara en primera instancia para el escenario A y de ser exitosa la solución se evaluarán los resultados para el escenario C.

7.1.4.2.1.1. Escenario A: Beta 90

En esta sección se analizará el caso de mayor temperatura considerando que el ángulo de inclinación del Sol con respecto al satélite es de 90° y haciendo uso de aletas que conectadas desde los chips con mayor temperatura hacia los habitáculos que los protegen, los cuales se encuentran a una menor temperatura que los anteriores.

La comparación de los valores obtenidos a partir de la simulación considerando que las pistas térmicas tienen contacto de esquina y de área se tiene en la Tabla 59. Los valores de temperatura obtenidos al transferir el calor por conducción debido al contacto de toda el área del chip con la pista térmica que a su vez está conectada a la estructura de cada uno de los sistemas, fueron favorables para la cámara en donde el valor máximo disminuyó $105.6 [^{\circ}\text{C}]$ permitiendo que el dispositivo se encuentre dentro del rango de operación para el caso más caliente que puede alcanzar el satélite. Los valores de temperatura para la estructura y las cajas internas permanecieron similares al caso anterior en donde se utilizó el contacto de esquina.

Tabla 59. Comparación de resultados obtenidos al agregar pistas térmicas de contacto de esquina y de área, para el escenario A, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)
16.4	16.4	15.8	15.9	134	28.4
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
1.4	1.4	2.4	2.4	4.5	4.4

De la misma manera se comparan los dispositivos que en casos anteriores presentaban valores por encima del rango de operación, los cuales son la cámara, el receptor y el transmisor y el sistema de control y distribución en donde la temperatura disminuyó de 134[°C] a 28.4[°C], 54.3 [°C] a 19.5[°C] y de 39.1 [°C] a 17.5[°C] respectivamente como se observa en la Tabla 60; lo cual nos permite cumplir con el objetivo de controlar la temperatura de los componentes que deben permanecer dentro de su rango de operación para evitar posibles daños al sistema.

Tabla 60. Comparación de resultados obtenidos al agregar pistas térmicas de contacto de esquina y de área en los chips de la cámara, el receptor, transmisor y sistema de control y distribución, para el escenario A, caso caliente.

CÁMARA		RECEPTOR Y TRANSMISOR		SIST. CONTROL Y DISTRIBUCIÓN	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ESQUINA)	CON PISTAS TÉRMICAS (CONTACTO DE ÁREA)
134	28.4	54.3	19.5	39.1	17.5
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
6.9	6.8	4.5	4.4	6.7	6.4

La Figura 152 se observan tres vistas de la distribución de temperatura obtenida en los paneles y la estructura del satélite; en la vista superior se presenta el satélite con las celdas solares y sus correspondientes capas, en donde la temperatura máxima es de 28,4 [°C] y la mínima de 6.8 [°C] variando por 1 [°C] con respecto a la estructura que se encuentra en la vista intermedia e inferior de la figura.

Para el caso de los paneles y la estructura la temperatura no se ve afectada por el uso de aletas por contacto de área.

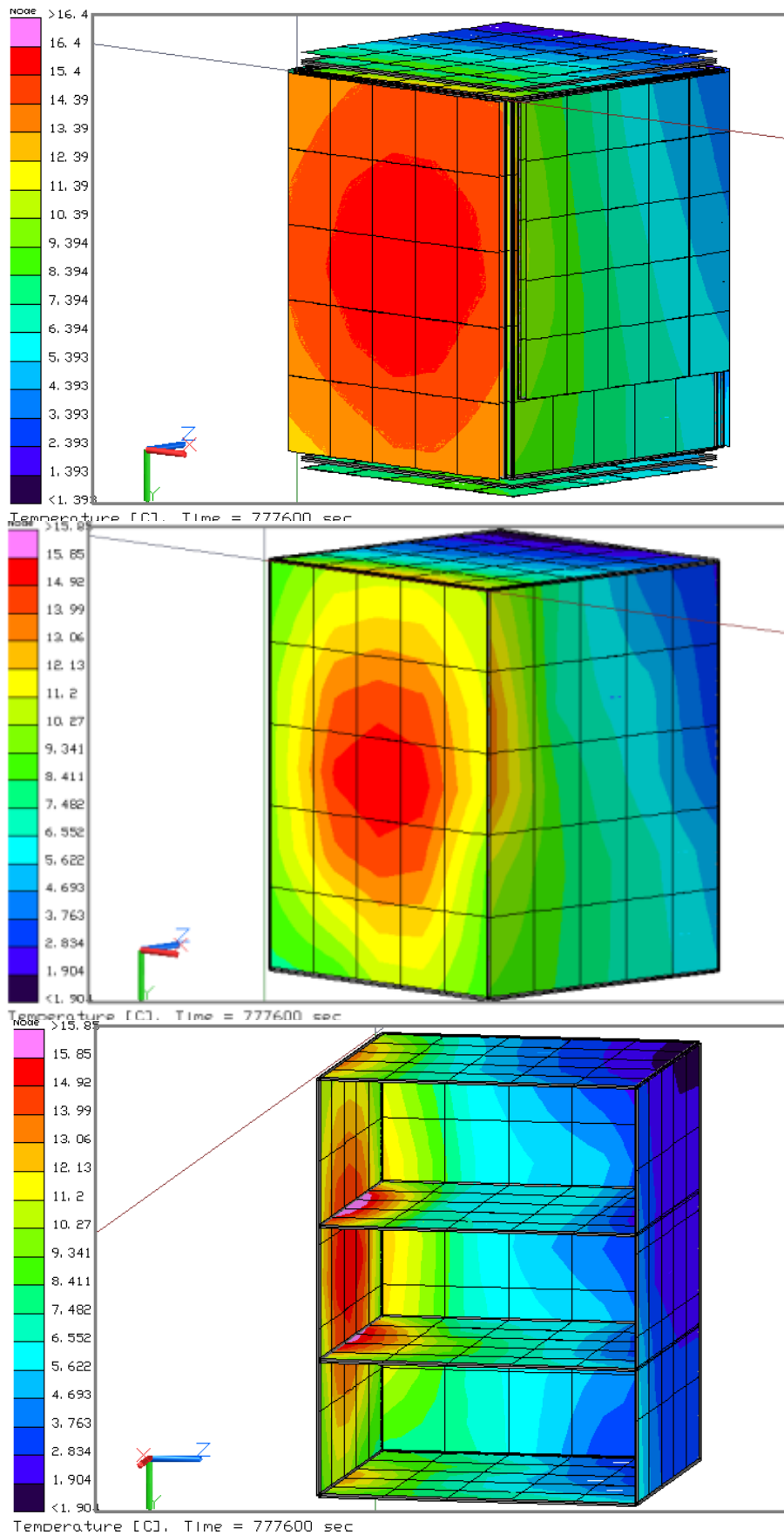


Figura 152. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

Las temperaturas de los habitáculos de los componentes variaron 0.1 [°C] con respecto al caso en donde las pistas térmicas tiene contacto de esquina, por lo cual estas no influyen en los resultados obtenidos por los contenedores como se muestra en la Figura 153.

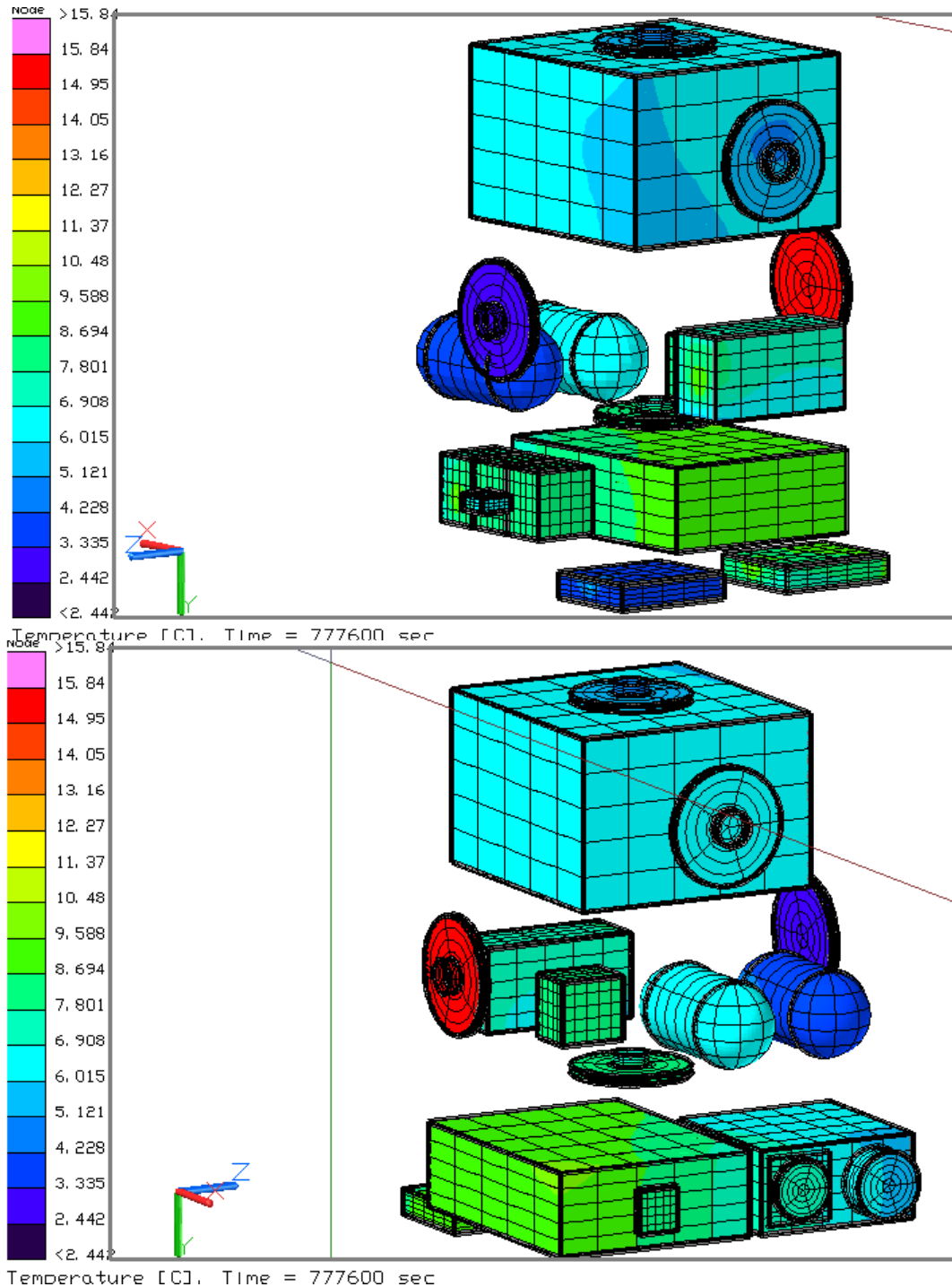


Figura 153. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

Como se puede observar en la Figura 154 la temperatura máxima se obtiene por los chips de la cámara que no presentan aletas conductoras, sin embargo, el valor obtenido es de 28.35 [°C] el cuál disminuyó desde los 134 [°C] con respecto al caso en donde las pistas térmicas son por contacto de esquina. El resultado obtenido es satisfactorio ya que permite a la carga útil permanecer dentro del rango de temperatura de operación.

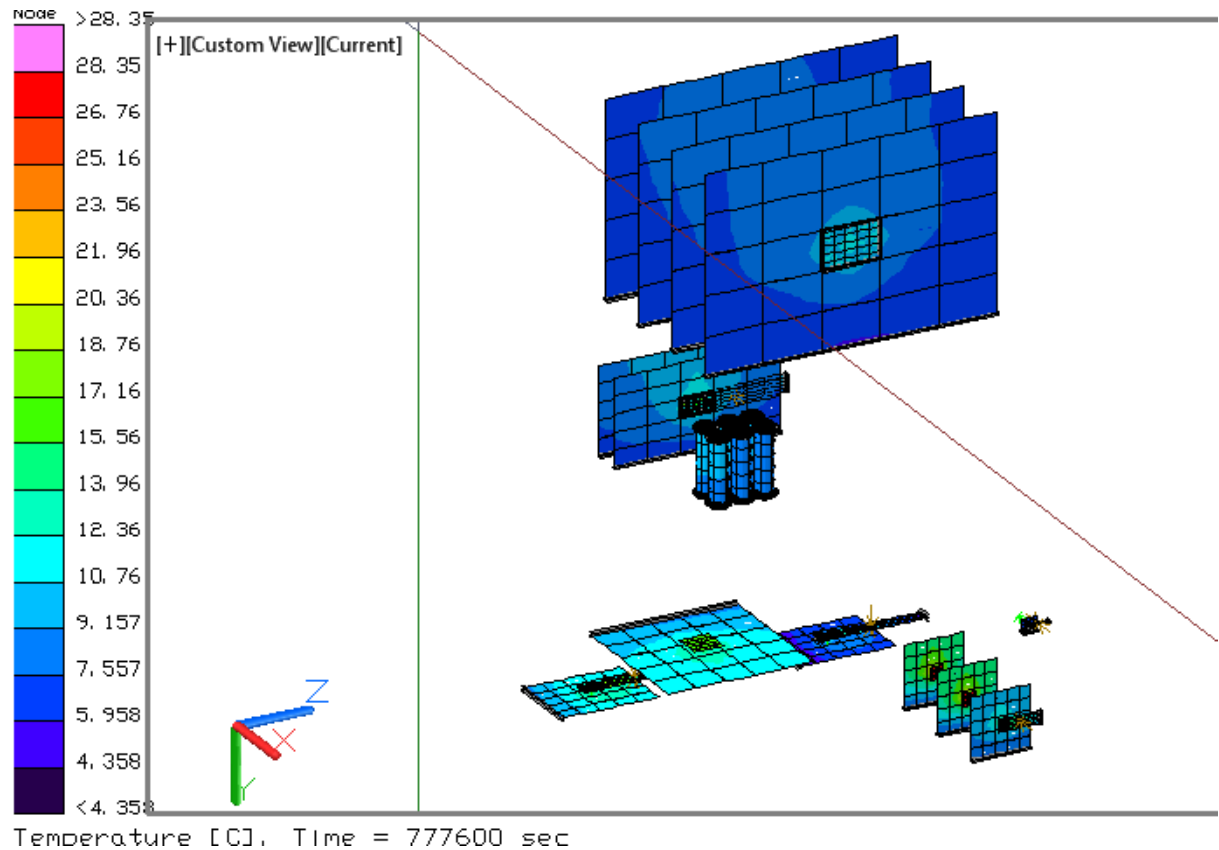


Figura 154. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

Si nos enfocamos en la distribución de temperaturas de los circuitos de la cámara se observa que los resultados disminuyeron en los chips que se encuentran conectados al contenedor mediante aletas en donde el chip frontal que presentaba 134 [°C] ahora presenta tan sólo 15.43 [°C], transfiriendo todo el calor por conducción hacia el habitáculo.

Como se observa en la Figura 155 la temperatura máxima es de 28.35 [°C] que se tiene en los chips donde no hay pistas térmicas, los cuales se encuentran dentro del rango térmico de operación y no requieren el uso de aletas para disipar el calor.

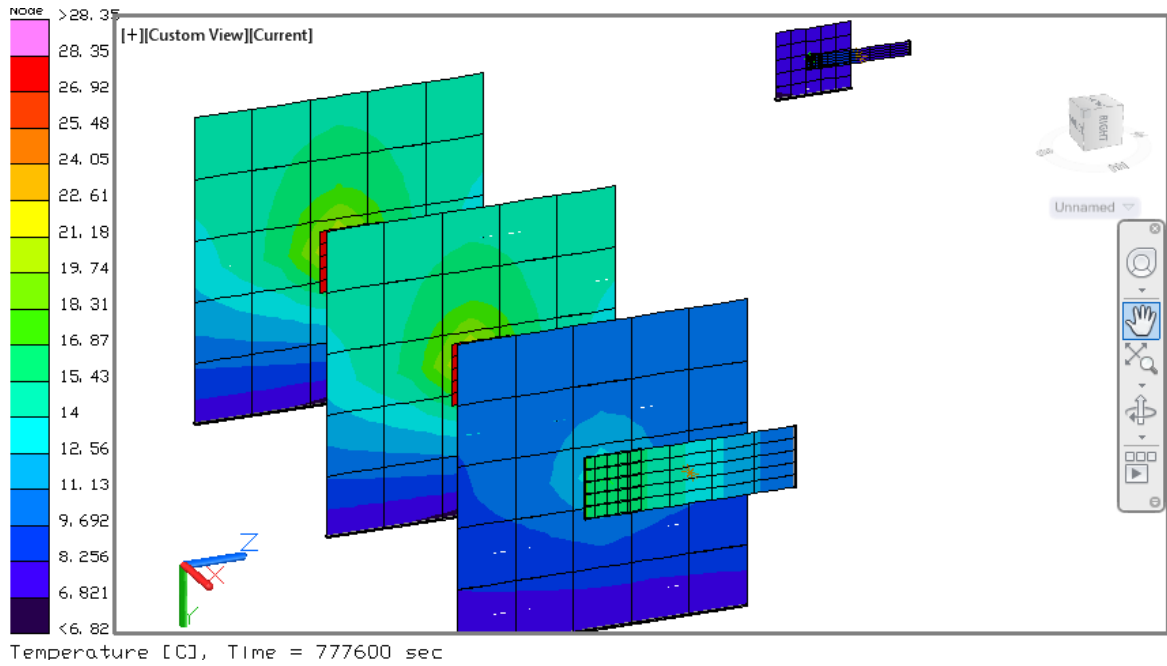


Figura 155. Distribución de temperaturas en los chips de la cámara utilizando contacto de área conectando el chip con el habitáculo de la cámara.

En la Figura 156 se aprecia como el calor se transfiere desde el chip al contenedor mediante la pista térmica mostrando temperaturas superiores en la zona de contacto de esta con el habitáculo.

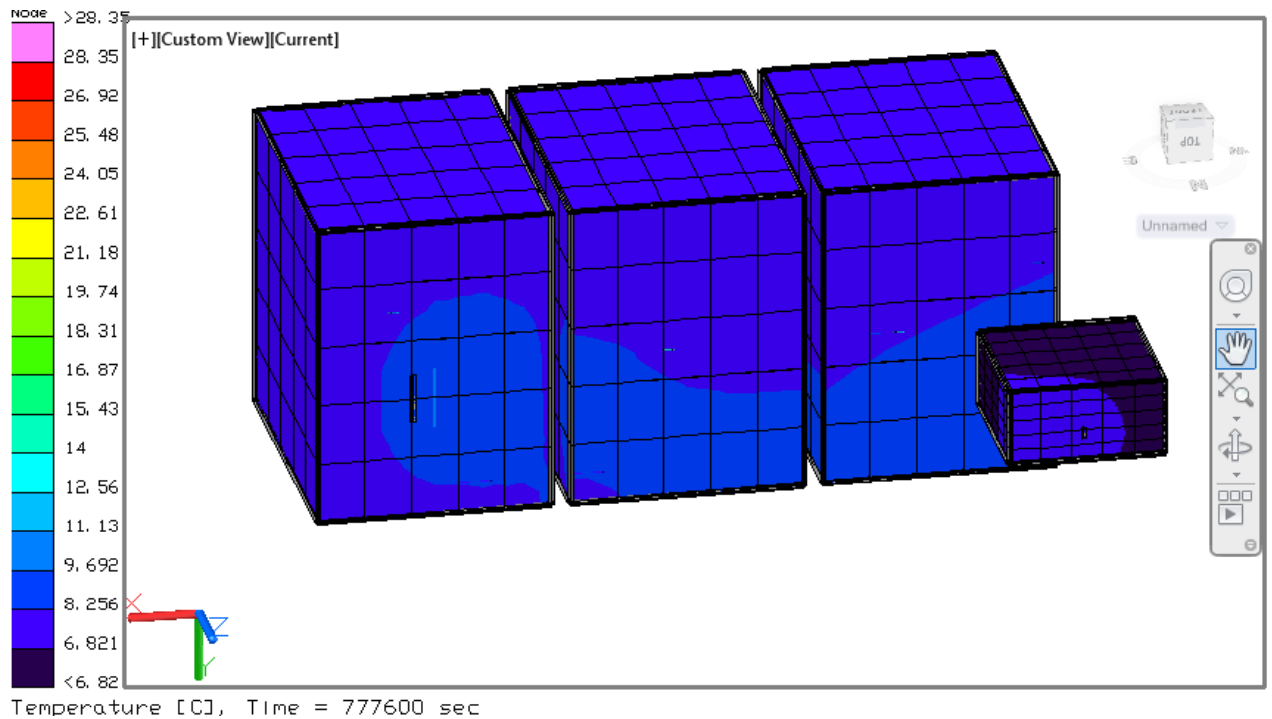


Figura 156. Distribución de temperaturas en los compartimentos internos de la cámara utilizando aletas de contacto de área uniendo el chip con el habitáculo de la cámara.

La distribución de temperaturas en las aletas y en los chips del receptor (izquierda) y del transmisor (derecha) se pueden observar en la Figura 157, en donde el primero es el que muestra mayor temperatura con 19.51 [°C], el segundo presenta un valor de 16.49 [°C], ambos valores disminuyeron de 35 [°C] a 40 [°C] con el uso de las pistas térmicas, favoreciéndolos de tal manera que estos operen dentro del rango de temperaturas especificado por el fabricante.

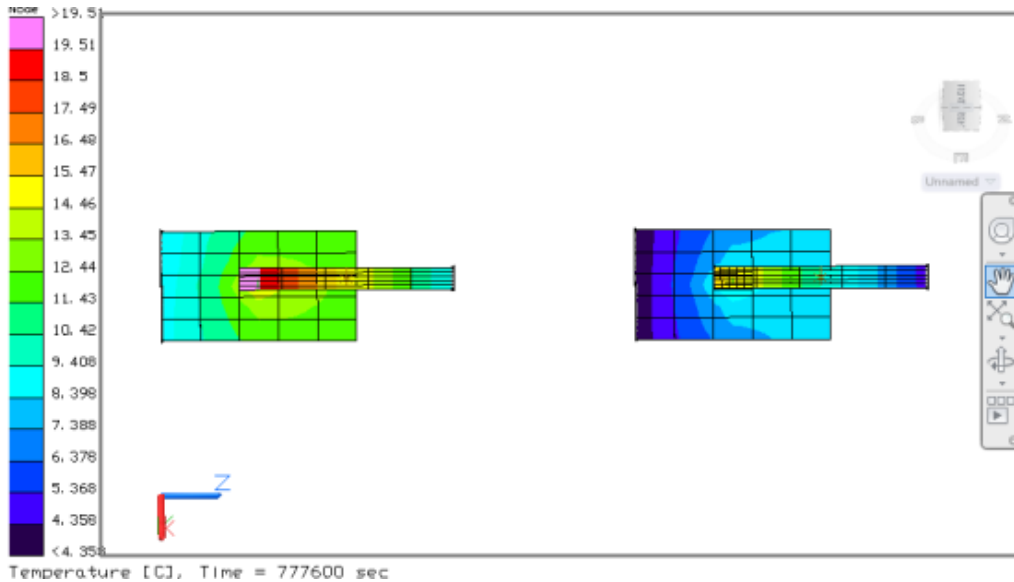


Figura 157. Distribución de temperaturas en los chips del receptor (izquierda) y el transmisor (derecha) utilizando contacto de área conectando los chips con el habitáculo del receptor y del transmisor respectivamente.

En la Figura 158 se observa como el calor es transferido desde el chip hacia el contenedor del receptor y del transmisor, mediante las aletas de contacto de área, mostrando una mayor temperatura en la zona de la unión.

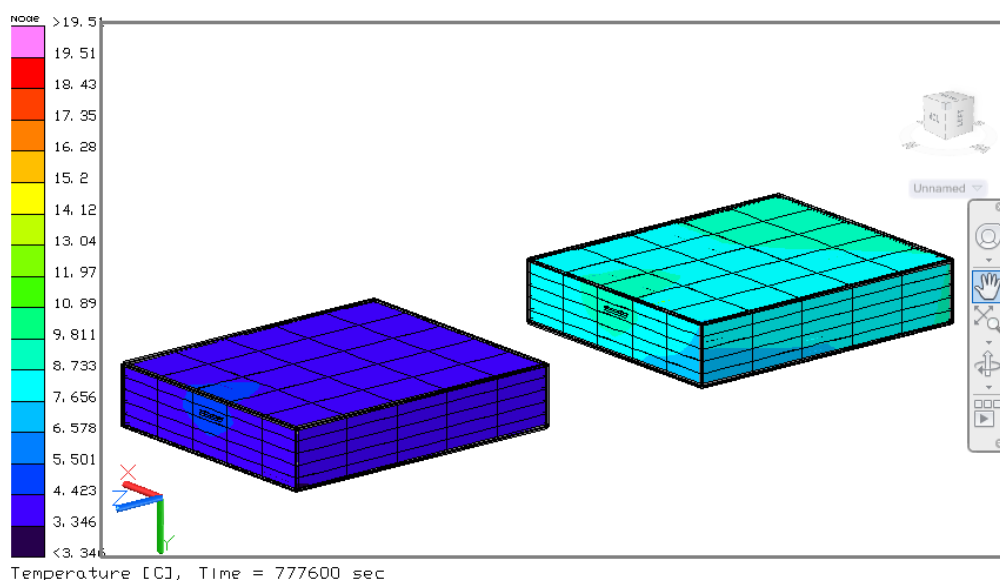


Figura 158. Distribución de temperaturas en los compartimentos del transmisor (izquierda) y el receptor (derecha) utilizando contacto de área conectando los chips con el habitáculo del receptor y del transmisor respectivamente.

La transferencia de calor mediante conducción desde los chips del sistema de distribución y control hacia el habitáculo se puede observar en la Figura 159 y la Figura 160. En la primera se observa como la temperatura va disminuyendo a través de la pista térmica y en la segunda se aprecia como el punto máximo de temperatura se tiene en la unión de la pista y la pared del contenedor.

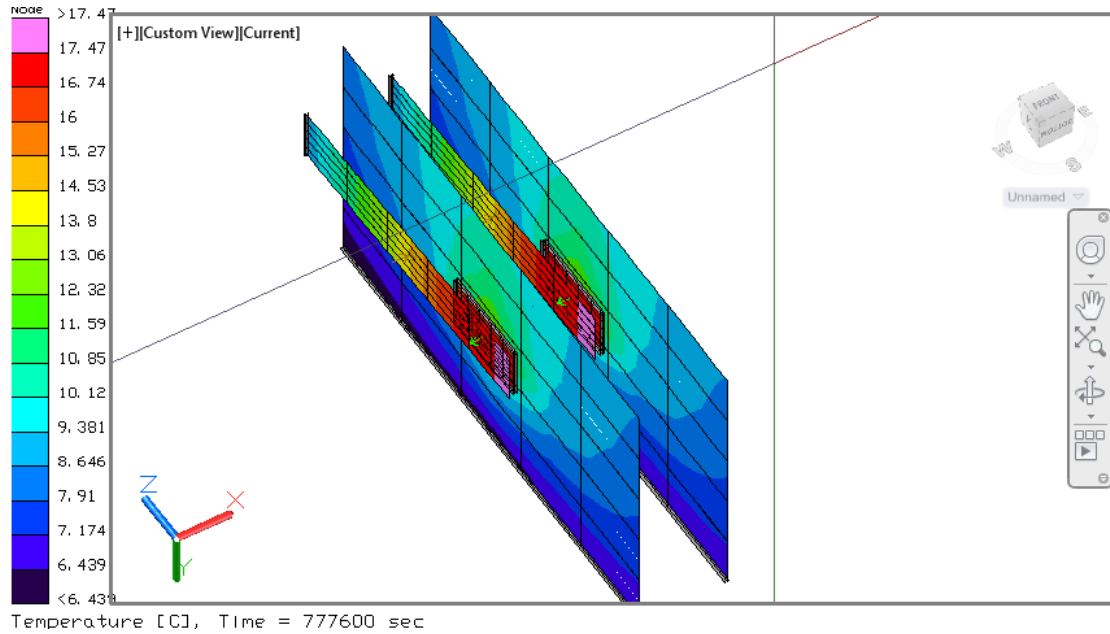


Figura 159. Distribución de temperaturas en el chip de los circuitos del sistema de control y distribución utilizando contacto de área conectando el chip con el habitáculo del sistema.

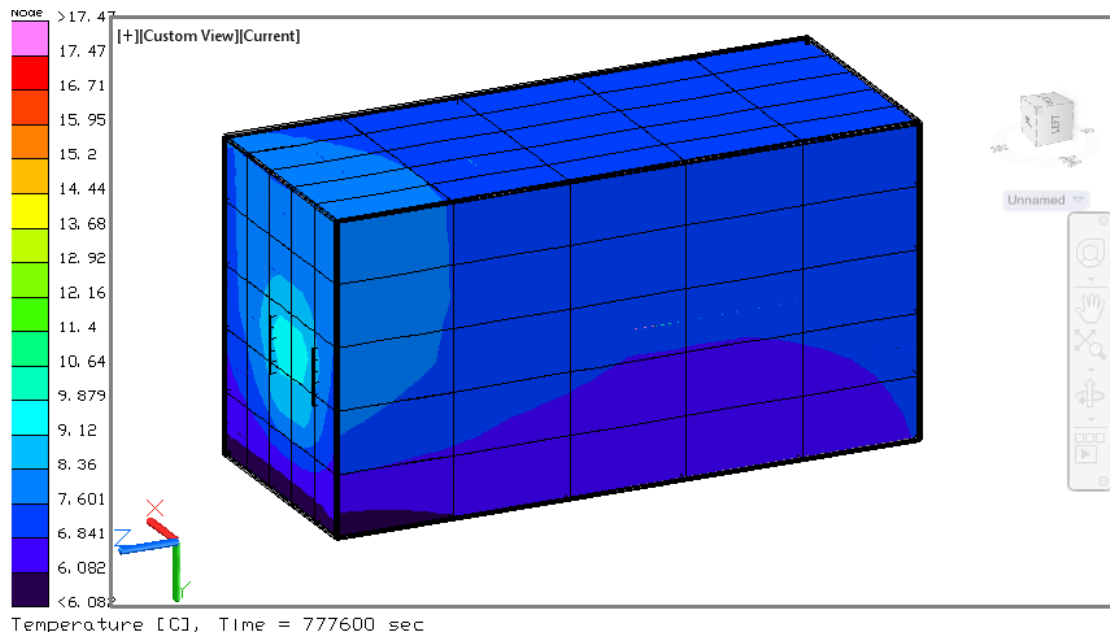


Figura 160. Distribución de temperaturas en compartimento de los circuitos del sistema de control y distribución utilizando contacto de área conectando el chip con el habitáculo del sistema.

7.1.4.2.1.2. Escenario C: 105° de inclinación

Debido a que los resultados obtenidos en el escenario A de este apartado, fueron exitosos y cumplieron con el objetivo de disminuir la temperatura en los componentes eléctricos, se analiza el caso cuando el satélite presenta una inclinación orbital de 105°, en donde se comparan los datos del escenario A con el escenario B cuyas temperaturas máximas disminuyeron para la estructura y las cajas internas 7.5[°C] y 5.2 [°C] respectivamente y para los circuitos eléctricos aumento 0.6 [°C]; por otro lado las temperaturas mínimas aumentaron 4[°C] para la estructura, 3[°C] en las cajas internas y 1.8[°C] en los circuitos eléctricos. Estas variaciones no afectan a los componentes internos ya que continúan estando dentro del rango de temperaturas de operación como se observa en la Tabla 61.

Tabla 61. Comparación de resultados obtenidos al agregar pistas térmicas de contacto de área en los escenarios A y C, caso caliente.

ESTRUCTURA		CAJAS INTERNAS		CIRCUITOS ELÉCTRICOS	
TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA		TEMPERATURA MÁXIMA	
CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO A)	CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO C)	CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO A)	CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO C)	CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO A)	CON PISTAS TÉRMICAS (ESCENARIO C)
16.4	8.9	15.9	10.7	28.4	29
TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA		TEMPERATURA MÍNIMA	
1.4	5.4	2.4	5.5	4.4	6.2

La Figura 161 representa la distribución de temperaturas obtenidas en la simulación considerando una inclinación orbital de 105 °, la eficiencia en los paneles, capas entre la estructura y las celdas solares, recubrimientos térmicos y el uso de aletas que hacen contacto en toda el área de los chips que mostraron exceso de temperatura.

En esta figura se observa como la zona con mayor temperatura se encuentra en la cara opuesta a la Tierra en el plano YZ y la cara de avance del satélite en el plano XZ con un valor de 8.94 [°C] y la zona de menor temperatura se encuentra en la cara que apunta hacia la Tierra y la cara de retroceso del satélite con 5.45 [°C], por lo que se confirma que el caso donde el satélite alcanza temperaturas más altas donde no hay eclipses y el Sol incide sobre el satélite con un ángulo de 90°.

En la vista inferior se puede apreciar como el compartimento 1 donde se encuentra el CPU, es donde se tiene una mayor transferencia de calor seguido en forma decreciente del compartimento 2 y por último el compartimento 3 a diferencia del caso anterior en donde los valores máximos se concentraban de manera simétrica en los primeros dos compartimentos .

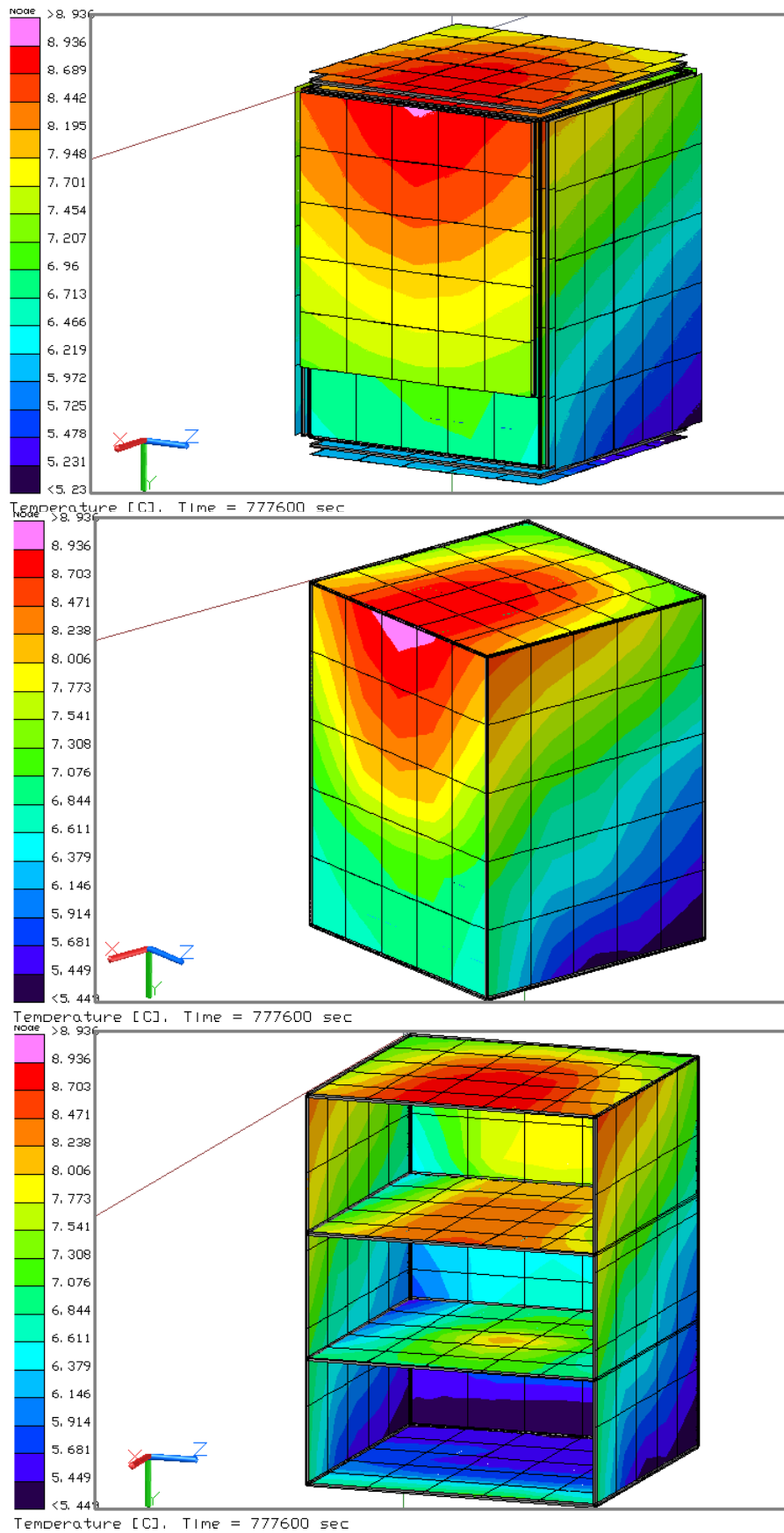


Figura 161. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso caliente, con acabados superficiales, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

La distribución de temperaturas se observa diferente en este caso donde la inclinación orbital es de 105° como se tiene en la Figura 162 que muestra que las zonas de mayor temperatura no solo se concentran en un contenedor sino en varios, en este caso el punto máximo se encuentra en el habitáculo del sistema de distribución y control donde la aleta hace contacto, tomando un valor de $10.66\text{ [}^\circ\text{C]}$, sin embargo los contenedores del receptor y transmisor se encuentran con el valor mínimo de $5.48\text{ [}^\circ\text{C]}$.

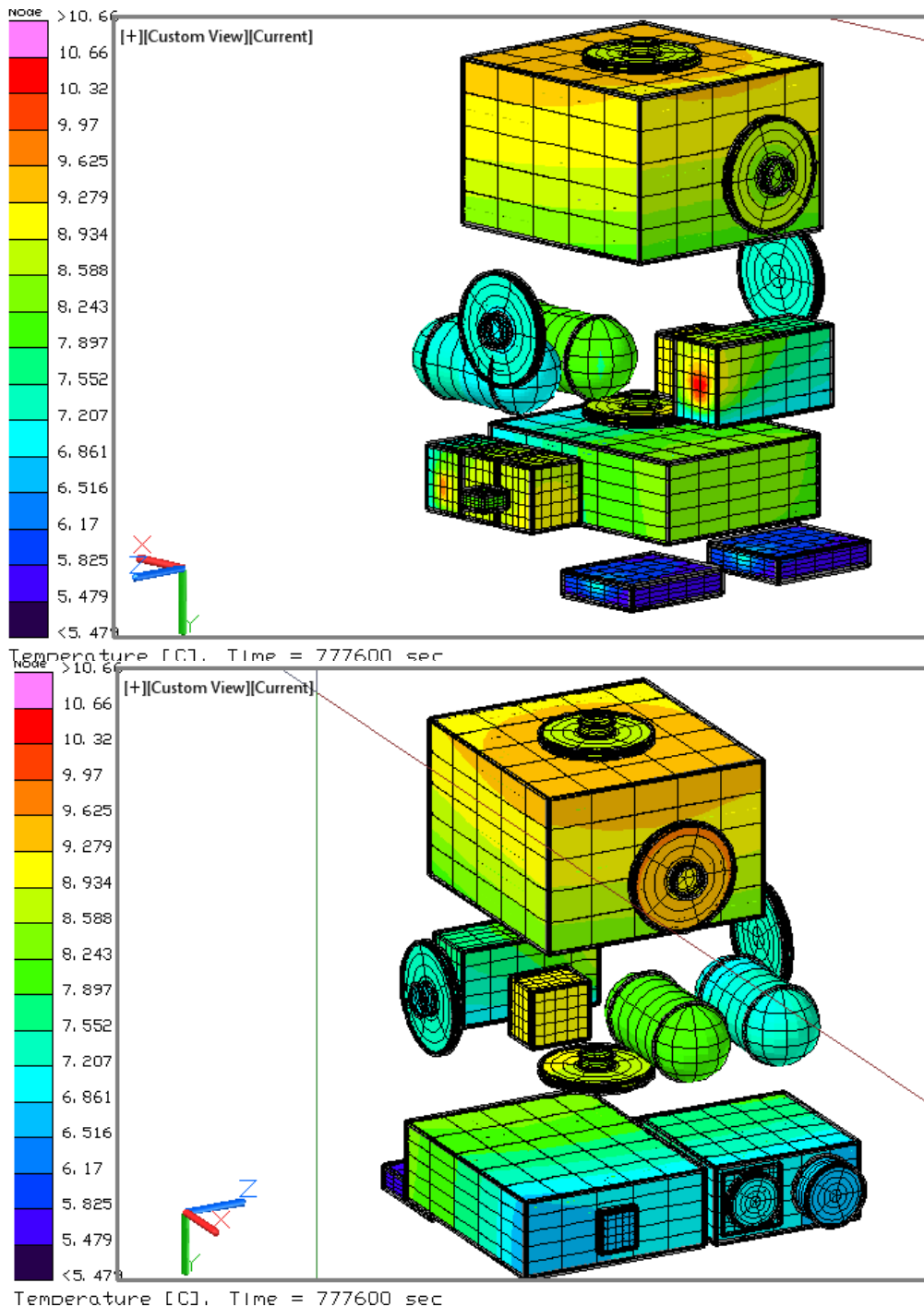


Figura 162. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

De la Figura 163 se muestra que la temperatura del chip de la cámara es de 28.99 [°C] la cual se encuentra en el rango térmico de operación y confirma que el uso de la pista térmica funciona para esta inclinación.

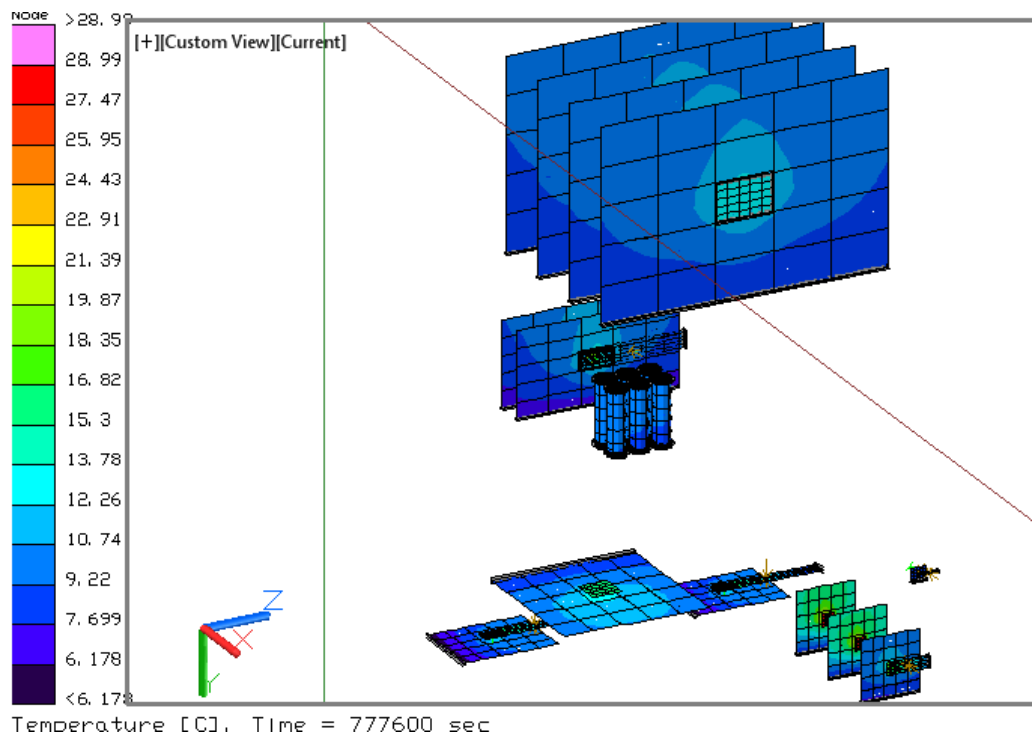


Figura 163. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso caliente, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

7.1.4.2.2. Caso Frío:

Una vez analizado los dos escenarios utilizando control térmico para el caso caliente, se procede a evaluar el caso frío para los mismos escenarios con el fin de corroborar que todos los subsistemas del satélite se mantengan dentro de sus temperaturas de operación.

7.1.4.2.2.1. Escenario A: Beta 90

Para finalizar se obtienen los resultados del caso frío en el escenario A en donde se comparan con el caso caliente del mismo escenario, obteniendo los valores extremos de cada uno de estos, es decir, el valor mínimo que puede alcanzar en el caso frío y el valor máximo para el caso caliente; para determinar así el rango de valores que puede alcanzar cada componente y si cumplen con las temperaturas de operación. En la Tabla 62 se muestra que con el control térmico propuesto cada uno de los dispositivos se encuentra dentro del rango de operación requerido.

Para el caso frío la temperatura con menor valor es la de los paneles y la estructura con $-10.6[^\circ\text{C}]$ y para el caso caliente la mayor temperatura encontrada es en la cámara $28.4[^\circ\text{C}]$, lo cual no enciende ningún foco rojo ya que cumple con los requerimientos térmicos.

Tabla 62. Comparación de los valores máximos y mínimos de temperatura que los componentes pueden alcanzar con las temperaturas de operación de cada uno de estos para el escenario A.

Componente	Caso Frio T mínima [$^\circ\text{C}$]	Caso Caliente T máxima [$^\circ\text{C}$]	Temperatura de operación [$^\circ\text{C}$]
Control y distribución	-7.3	17.5	-20 a 50
Baterías	-6.4	9.8	-20 a 35
CPU	-6.6	12.2	-20 a 50
Cámara	-6.7	28.4	-20 a 60
Estructura	-10.6	16.3	T fundición 477 a 635
Espectrómetro	-4.5	16.8	-20 a 60
Receptor	-4.9	19.6	-10 a 60
Transmisor	-9.2	15.1	-20 a 50
Ruedas de inercia	-10	15.8	-20 a 50
Paneles	-10.6	16.4	-100 a 100
Tanques	-8.9	6.9	-20 a 50

La Figura 164 se observa los resultados obtenidos para el caso frío; en la vista superior se muestra la temperatura en el exterior del satélite, es decir, en los paneles solares la cual tiene un rango de $3.18 [^\circ\text{C}]$ a $-10.64 [^\circ\text{C}]$. La temperatura de las paredes de la estructura que hacen contacto con las capas de los paneles solares disminuye $1 [^\circ\text{C}]$ en el punto máximo como se observa en la vista intermedia.

Los puntos superiores alcanzados por la temperatura en este caso muestran un decrecimiento de $14.33 [^\circ\text{C}]$ con respecto al caso caliente y en el punto inferior la disminución fue de $3.3 [^\circ\text{C}]$, esto debido a que en esta sección no se considera la disipación de calor interna debido a los dispositivos eléctricos.

En la vista inferior se observa cómo se transfiere el calor mediante conducción desde la zona de mayor temperatura, que es la cara que apunta hacia el Sol, y la zona de menor temperatura ubicada en la cara que apunta hacia la Tierra en dirección del eje Z+, a través de las divisorias y las caras de avance y retroceso del satélite sobre el plano XZ.

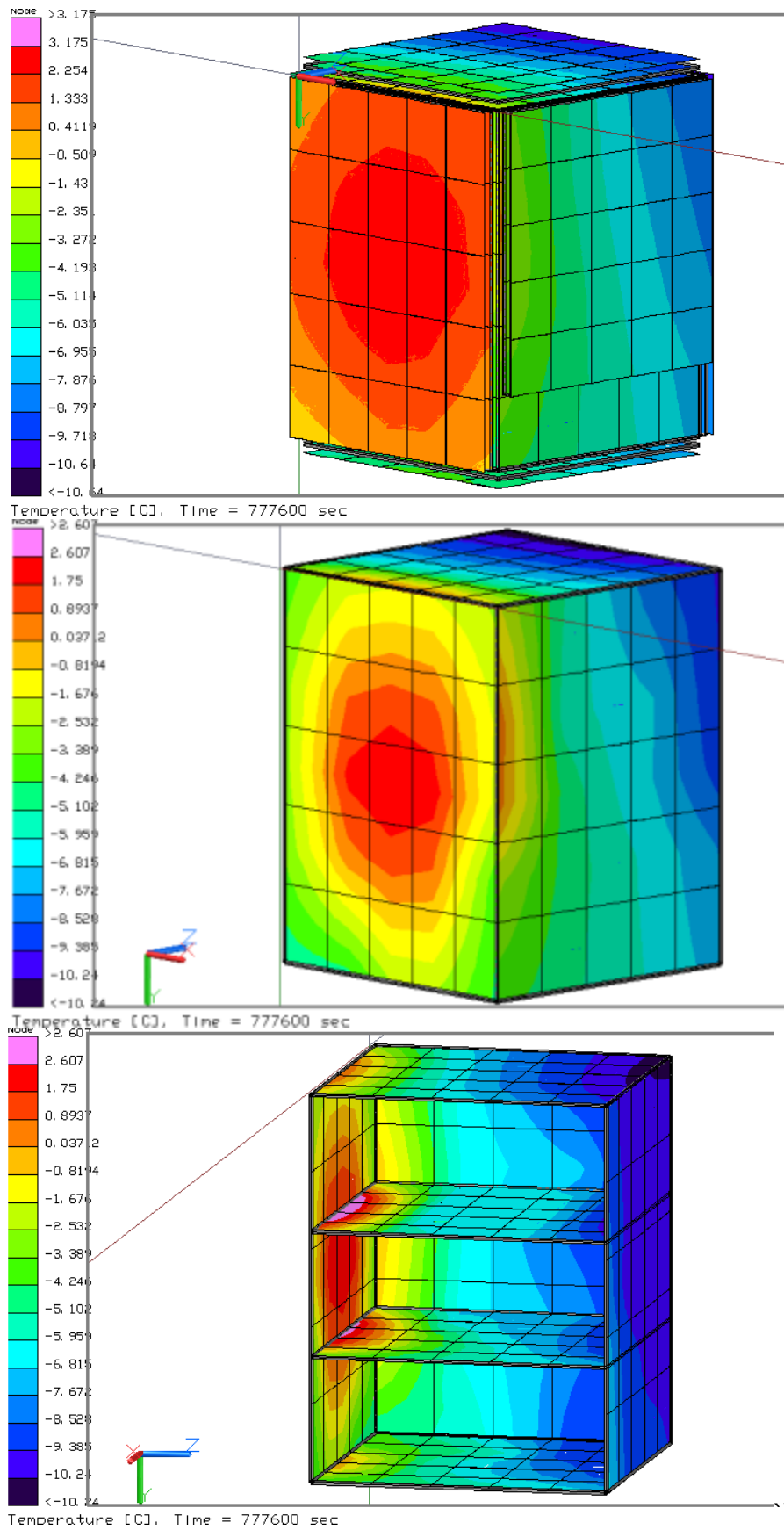


Figura 164. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

La temperatura obtenida por los contenedores de los componentes internos se encuentra en la Figura 165, la cual es similar a la que adquirió la estructura variando por 0.1 [°C] y tomando el valor máximo en la rueda de inercia unida a la cara que apunta hacia el Sol en el plano XY. En este caso no se observa una temperatura mayor en la conexión de la pista térmica y el habitáculo de los componentes ya que no se considera que los chips radien calor.

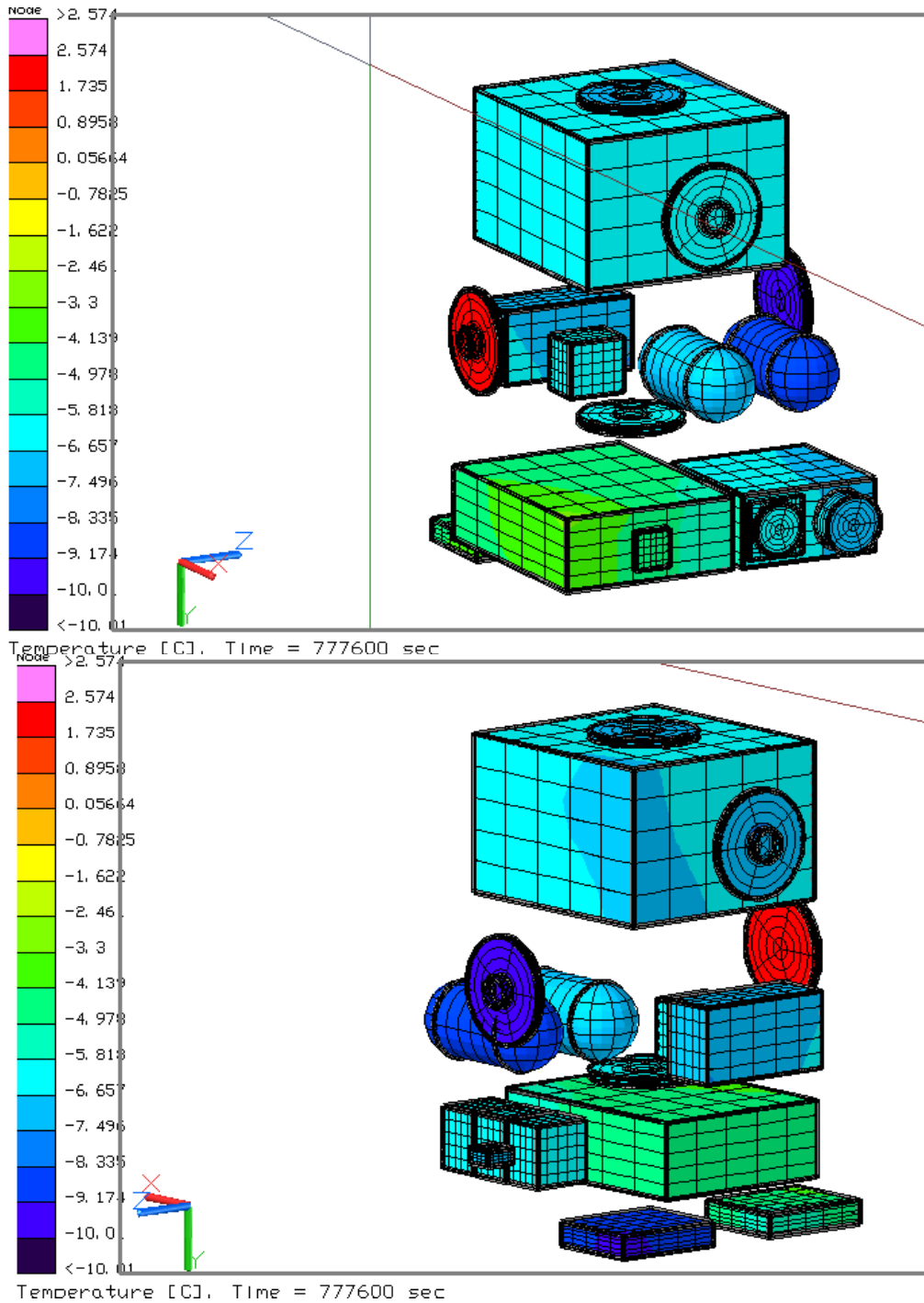


Figura 165. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

La temperatura obtenida por los circuitos eléctricos en este caso se presenta en la Figura 166, en donde los dispositivos con mayor temperatura son el receptor y el espectrómetro, debido a que se encuentran cerca de la pared en la que el Sol ilumina durante toda la misión.

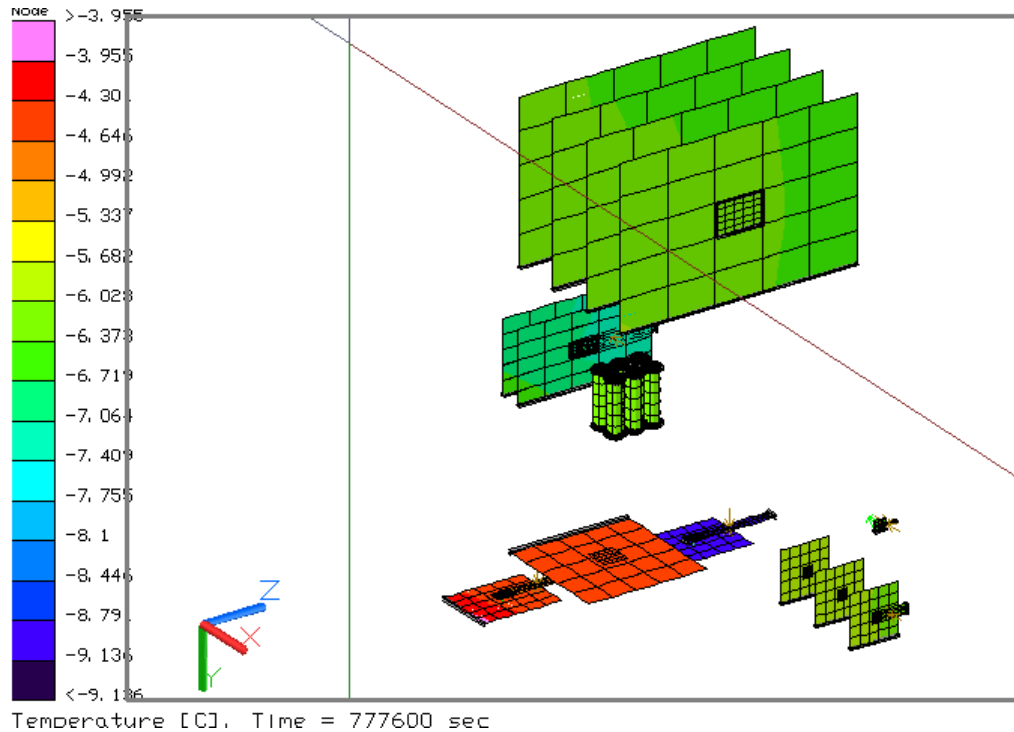


Figura 166. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 pistas térmicas de contacto de área, escenario A.

7.1.4.2.2.2. Escenario C: 105° de inclinación

De la misma manera que en la sección anterior de los resultados obtenidos para el caso frío y el caso caliente del escenario C en donde la inclinación orbital es de 105°, se eligen los resultados de ambos extremos, es decir, para el caso frío la temperatura mínima que se puede alcanzar y para el caso caliente la temperatura más alta que se generó mostrados en la Tabla 63, se despliegan estos valores para cada uno de los componentes, los cuales se encuentran dentro del rango de temperatura para permitir una operación exitosa.

Si comparamos el rango de temperaturas obtenidas en el escenario A y en el escenario C se puede decir que el satélite en el escenario C alcanza temperaturas menores que en el escenario A para el caso frío y mayores que para el caso caliente. Para el caso frío se tiene esto ya que en el último escenario la inclinación orbital permite que el vehículo tenga periodos de sombra, evitando que este expuesto a la máxima fuente de calor que es la

radiación del Sol; para el caso caliente se observan temperaturas más elevadas en el segundo escenario debido a que el Sol incide en tres caras y no en una, lo cual hace que se tenga una mayor absorción de calor de las paredes del satélite, distribuyendo el calor en esas tres caras de incidencia.

Tabla 63. Comparación de los valores máximos y mínimos de temperatura que los componentes pueden alcanzar con las temperaturas de operación de cada uno de estos para el escenario C.

Componente	Caso Frio T mínima [°C]	Caso Caliente T máxima [°C]	Temperatura de operación [°C]
Control y distribución	-15.9	18.5	-20 a 50
Baterías	-15.3	10.5	-20 a 35
CPU	-14.3	14.4	-20 a 50
Cámara	-15.7	29	-20 a 60
Estructura	-17	8.9	T fundición 477 a 635
Espectrómetro	-15.4	16	-20 a 60
Receptor	-16.6	17.3	-10 a 60
Transmisor	-16.7	17.2	-20 a 50
Ruedas de inercia	-15.6	9.8	-20 a 50
Paneles	-16.8	8.9	-100 a 100
Tanques	-15.8	8.2	-20 a 50

La Figura 167 muestra como la distribución de temperaturas es diferente con respecto al escenario A donde beta es igual a 0, ya que para este escenario la zona de mayor temperatura se tiene en dos caras en vez de una, sobre todo en la cara de avance del satélite que se encuentra en el plano XZ.

El rango de temperaturas obtenido es de -13.34 [°C] a -16.75 [°C] y no varía de la capa externa a la capa interna del panel solar, como se observa en la vista superior e intermedia respectivamente.

De la vista inferior se tiene que la zona fría es donde se encuentran el receptor y el transmisor en el compartimento 3; el compartimento 2 se encuentra en la zona con una temperatura intermedia de -15.24 [°C] en donde están las baterías, el sistema de control y distribución de potencia y los tanques y la zona de mayor temperatura se observa en el compartimento 1 donde se ubica la computadora de abordo.

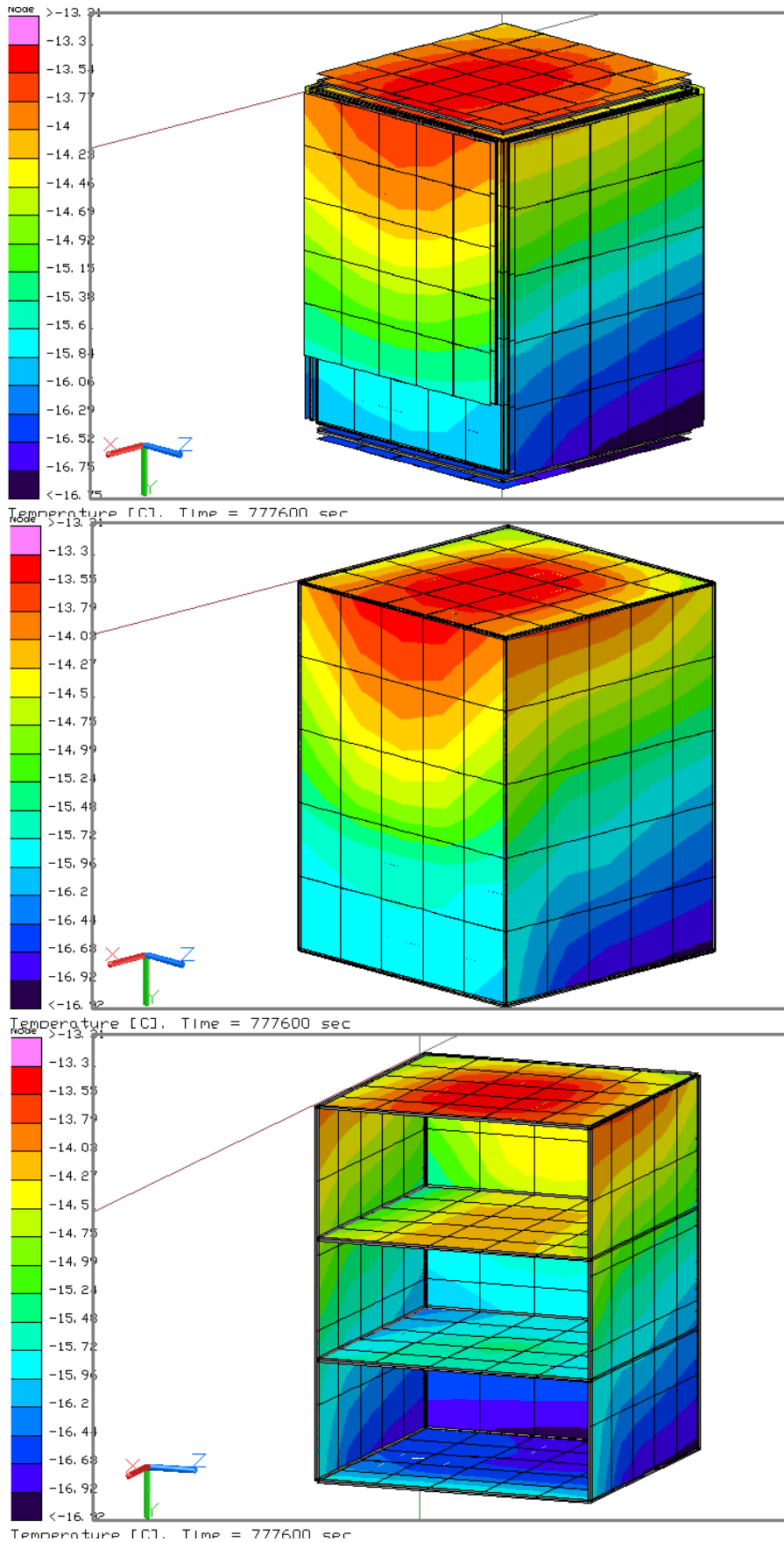


Figura 167. Distribución de temperaturas en la estructura para el caso frío, con acabados superficiales, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

Los resultados obtenidos en este caso para los contenedores se muestran en la Figura 168, en donde la computadora de abordo y las ruedas de inercia ubicadas en el compartimento 1 son los que alcanzan el límite máximo de temperatura con -13.27 [°C] y el mínimo se tiene en el transmisor y el receptor con -16.75 [°C].

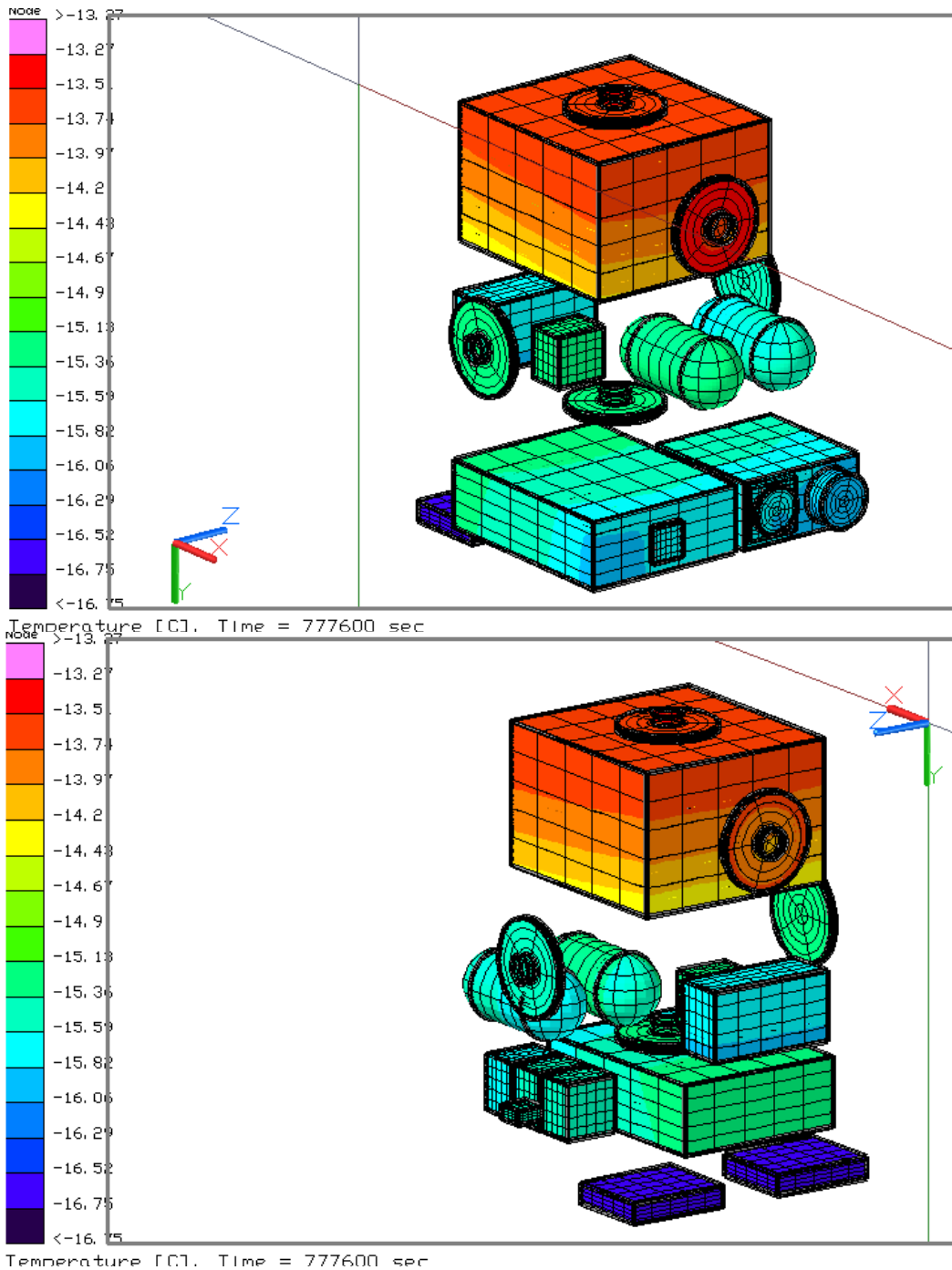


Figura 168. Distribución de temperaturas en los componentes internos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 y pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

La distribución de temperatura en los circuitos eléctricos debida a la transferencia de calor por conducción desde la estructura se encuentra en la Figura 169, en donde las tarjetas del sistema de control y distribución son las que presentan mayor temperatura con -13.9 [°C] y las del transmisor y receptor la menor temperatura con -16.69 [°C].

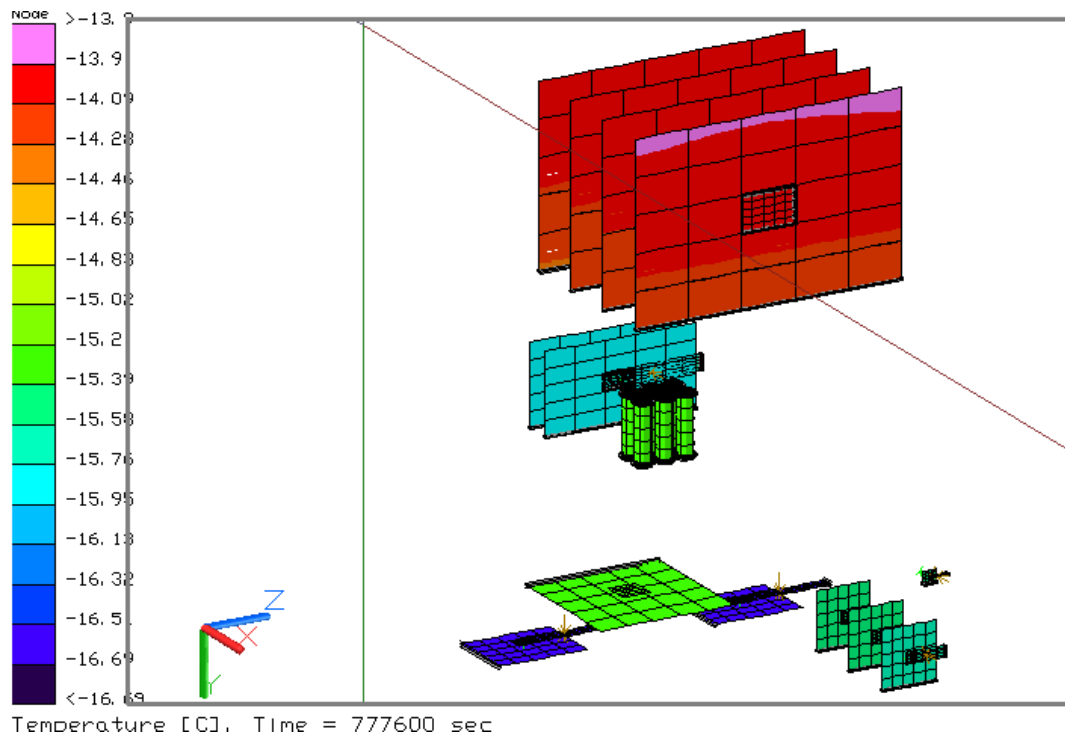


Figura 169. Distribución de temperaturas en los circuitos eléctricos para el caso frío, con acabados superficiales, Honeycomb, paneles solares modificados, Aluminio 7075-T6 pistas térmicas de contacto de área, escenario B.

Capítulo 8 Validación

En los capítulos anteriores se realizó fase de definición del concepto en donde se determinó la base del diseño del satélite, su configuración, se estudió el estado del arte de los diferentes tipos de control térmico, se analizó la distribución de temperaturas en el satélite debidas al entorno y a los componentes internos del mismo y se propusieron soluciones que permiten controlar la temperatura del satélite a partir de los requerimientos de cada uno de los elementos del satélite, para la fase de vuelo en los peores escenarios que pudiera presentar, es decir, el caso más caliente y el caso más frío

El sistema de control térmico propuesto está compuesto por recubrimientos de pintura blanca altamente reflejante en el exterior del satélite que no se encuentra cubierto por paneles solares y pintura negra las paredes interiores de la estructura y los habitáculos de los componentes, además de el uso de pistas térmicas conectadas de los chips a las paredes de aluminio, lo cual permitió que el satélite y sus subsistemas se encuentren dentro de los requerimientos térmicos.

Una vez diseñado el concepto y analizado analíticamente y numéricamente, se deben validar los resultados obtenidos a partir de pruebas físicas para determinar si los requerimientos se satisfacen y si los resultados que predicen el desempeño térmico del satélite obtenidos mediante simulaciones numéricas son confiables.

En este capítulo se va a proponer un plan de diseño y reporte para la verificación después de la construcción e integración del satélite, en donde se va a especificar y documentar un plan de pruebas para la validación del producto, este tipo de reportes se utilizan en la industria automotriz con el fin de garantizar la calidad de sus partes. No se va a entrar en detalle de cada prueba y especificaciones de diseño pero si se refiere el número del documento si se desean más detalles.

Los documentos a los que hace referencia el plan y reporte de diseño y verificación son las Prácticas de diseño y prueba de la NASA [45], no se excluye el uso de otros estándares lo cual puede ser un análisis para trabajos futuros.

Tabla 64. Plan y reporte de verificación y diseño.

DESIGN VERIFICATION PLAN AND REPORT

Supplier Name CAT-UNAM Part Number TCS Revision 0 Part Description Quetzal Thermal Control System

<u>Specification & Method</u>	<u>Test Description</u>	<u>Acceptance Criteria</u>	<u>Test Stage</u>	<u>Target Requirements</u>	<u>Sample Type</u>	<u>Sample Level</u>	<u>Actual Results</u>	<u>Additional Notes</u>
Specification governing test & test method used (if applicable).	Provide a brief description of each test. Include SC/CC/KPC Symbol List the Customer or designated symbol if applic., e.g. KPC	Specify test targets and/or pass/not pass criteria. e.g. cycles, miles, volts, minimum value, no breakage, etc.	ED = Engineering Development Testing DV = Design Verification PV = Production Validation CCT = Continued Compliance Testing	State required probability or reliability and confidence of meeting acceptance criteria, e.g. R90 C90, or All must pass.	Describe the sample to be tested (see sample level)	A = Prototype (Handmade) B = Prototype (Tooled) C = Production Tool (Not Process) D = Production Tool and Process	List results in terms of reliability or probability as appropriate	Describe or elaborate on sub-phases

Test Plan											Test Report					
Test ID	Specification & Test Method	Test Description	Acceptance Criteria	Test Stage	Target Requirements	Test Responsibility	Timing Est.		Sample		Timing Act. Comp.	Sample No	Level	Pass/Not Pass	Actual Results	Additional Notes
							Start	Comp.	Qty	Type						
1	Environmental factors	Identify the operating conditions that will be encountered during the life of the equipment. To ensure a reliability-oriented design, determine the needed environmental resistance of the equipment. The initial requirement is to define the operating environment for the equipment. A Life-Cycle Environment Profile, containing this information, should be developed.	According to NASA Reliability practice PT-EC-1101	ED	NA	Thermal Engineer	TBD	TBD	TBD	A & B						

2	Earth Orbit Environmental Heat	Use the currently accepted values for the solar constant, albedo and earth radiation when calculating the heat balance of earth orbiters. This practice provides the heating rates for the black body case without consideration of spectral effects or collimation.	According to NASA Reliability practice GD-AP-2301	ED	NA	Thermal Engineer	TBD	TBD	TBD	A & B							
3	Thermal Vacuum Test	Demonstrates readiness of the hardware to operate in the intended cyclic environment. Precipitates defects from design or manufacturing processes that could result in flight failures. Run at least eight thermal cycles over the temperature range experienced by the hardware during storage, shipping, launch, flight, and reentry. The maximum and minimum temperatures anticipated should be exceeded by 10 C. The last three thermal cycles should be failure-free. Follow the reliability practice PT-TE 1402	According to NASA Reliability practice PT-TE-1402	DV/PV	Not exceed the operational temperatures of satellite components	TCS Team	TBD	TBD	TBD	A & B							
4	Thermal test levels	Establish a minimum hardware test temperature level range of -20[°C]/+75[°C] and specify that a single cycle thermal dwell test be performed for the appropriate durations (24 hours cold and 144 to 288 hours hot).	According to NASA Reliability practice PT-TE-1404.	DV/PV	Not exceed the operational temperatures of satellite components	TCS Team	TBD	TBD	TBD	A & B							
5	Thermal Vacuum Versus Thermal Atmospheric Test of Electronic Assemblies	Perform all thermal environmental tests on electronic spaceflight hardware in a flight-like thermal vacuum environment. Establish a policy for spaceflight electronic hardware that requires all assembly-level thermal testing to be performed in a thermal/vacuum environment. Moreover, deviation from this policy should require a waiver, supported by	According to NASA Reliability practice PT-TE-1409	DV/PV	Not exceed the operational temperatures of satellite components	TCS Team	TBD	TBD	TBD	A & B							

		quantitative analysis that considers the effect on test demonstrated reliability															
6	Part Junction Temperature	Maintain part junction temperatures during flight below 60[°C]. Establish in-specification design (and test) temperatures >75[°C] and limit part junction temperatures (JT) to <110[°C] t which constrains permissible part junction temperature rise (AJT) to <35[°C]. Technical Rational	According to NASA Reliability practice PD-ED-1204.	DV/PV	Not exceed the part junction temperatures	TCS Team	TBD	TBD	TBD	A & B							
7	Thermografics Mapping of PC boards	Using an infrared camera and the flight PC board, make thermographic pictures of the prototype PC board in operation. Verify the thermograph and determine the delta T to the actual use environment with thermocouples. Shut down the equipment and prepare it for a vacuum test.	According to NASA Reliability practice PT-TE-1403.	DV/PV	Not exceed the operational temperatures of satellite components	TCS Team	TBD	TBD	TBD	A & B							
8	Thermal Analysis of Electronic Assemblies to the PiecePart Level	Perform a piece part thermal analysis that includes all piece parts in support of the part stress analysis. Also include fatigue sensitive elements of the assembly such as interconnects (solder joints, bondlines, wirebonds, etc.). The implementation method is detailed in NASA Reliability Practice PD-AP-1306	According to NASA Reliability practice PD-AP-1306	DV/PV	Not exceed the operational temperatures of satellite components	TCS & Avionics Team	TBD	TBD	TBD	A & B							

Capítulo 9. Conclusiones y Trabajo futuro

9.1. Conclusiones

Los principales objetivos de este trabajo de investigación son el análisis del sistema de control térmico del micro-satélite Quetzal a partir del modelado numérico para entender las principales fuentes de transferencia de calor y proponer así un sistema que permita regular térmicamente al satélite de los peores escenarios posibles y validar esta propuesta numéricamente. Otro de los objetivos de la tesis es realizar el modelado analítico para verificar que los resultados obtenidos en el modelo numérico son correctos.

El modelado numérico se realizó mediante el método de diferencias finitas para la resolución de ecuaciones a partir del software Thermal Desktop® en el cual se varió el ángulo del vector solar con respecto al plano orbital $\beta = 90^\circ$, $\beta = 0^\circ$ y el ángulo de inclinación de la órbita con respecto al ecuador de 105° y 40° ; de la misma manera se modificaron las cargas térmicas ambientales y de disipación térmica interna, en donde para el caso caliente se consideraron los valores de radiación del Sol, albedo y de infrarrojo de la Tierra que se alcanzan en el solsticio de verano, es decir, $1414 \text{ [W/m}^2\text{]}$, 0.57 y $275 \text{ [W/m}^2\text{]}$ respectivamente, además para este caso se toma en cuenta la disipación interna máxima; para el caso frío se consideraron las constantes térmicas ambientales obtenidas en el solsticio de invierno, es decir para el Sol $1322 \text{ [W/m}^2\text{]}$, albedo 0.18 , el infrarrojo de la Tierra $260 \text{ [W/m}^2\text{]}$ y una disipación interna nula.

Se simuló primero un caso base con el fin de determinar las temperaturas máximas y mínimas que puede alcanzar el satélite sin control térmico y sin el uso de paneles solares, de aquí se realizaron cuatro iteraciones variando diferentes factores para observar las diferencias que el Quetzal presentaba térmicamente, hasta determinar que estos factores en conjunto permitieran el funcionamiento de los subsistemas dentro de sus parámetros térmicos de operación. Estas son las etapas que se consideraron:

- Etapa 1: con recubrimientos sin considerar los paneles solares
- Etapa 2: Cambiando el tipo de material de aluminio 6061-T6 a aluminio 7075-T6 con recubrimientos y paneles solares
- Etapa 3: incluyendo honeycomb entre las paredes de la estructura y los paneles solares, considerando la eficiencia de estos últimos y recubrimientos.

- Etapa 4: conectando pistas térmicas del chip a la estructura con contacto de esquina y con contacto de área.

Los resultados de las simulaciones muestran que la variación de los parámetros anteriores afectan térmicamente al satélite de la siguiente manera:

Efecto del ángulo Beta. Este parámetro afecta en la distribución de la temperatura del satélite ya que cuando $\text{Beta} = 90^\circ$ la incidencia del Sol se proyecta en una cara perpendicular a la pared que apunta hacia la Tierra, elevando la temperatura de los componentes que se encuentran contiguos a esta, tomando el punto máximo en el rango de temperaturas, además para este ángulo se obtiene el caso más crítico de mayor temperatura ya que no se presentan eclipses; por otro lado cuando el ángulo $\text{Beta} = 0^\circ$ se tiene una órbita ecuatorial en donde la incidencia del Sol se presenta a lo largo de tres paredes del satélite afectando la temperatura de los componentes que se encuentran cercanos a estas y en con este ángulo se observan periodos de sombra en el satélite; el límite superior para este caso se tiene en la cara opuesta a la Tierra.

Efecto de la inclinación. La temperatura del satélite y sus componentes aumenta con respecto a su inclinación orbital ya que entre más cercana este la órbita al polo la temperatura aumenta considerablemente ya que los periodos de sombra son más cortos en comparación con las órbitas cuya inclinación se encuentra cercana al ecuador.

Efecto de la disipación interna y de la variación de las constantes ambientales. En los casos en donde se considera la disipación interna y los valores máximos de las constantes ambientales (solsticio de verano), se encuentran valores críticos en los componentes, los cuales sobrepasan el rango térmico de operación, en donde si se combina con un ángulo $\text{Beta} = 90^\circ$ y no se toma en cuenta la eficiencia de los paneles se considera que es el caso más crítico que el satélite pueda alcanzar. Por el contrario cuando no se toma en cuenta la disipación interna de los dispositivos, la temperatura que estos alcanzan se debe a la transferencia de calor por conducción proveniente de la estructura y a la ubicación que el componente tenga dentro del satélite.

Efecto de los acabados superficiales. Al utilizar pintura blanca Z93 en las zonas en donde el satélite se encuentra expuesto al ambiente espacial y pintura negra en las paredes interiores la temperatura de la estructura y de los componentes disminuyó alrededor de $200\text{ [}^\circ\text{C]}$ lo cual nos indica que las propiedades ópticas de los acabados superficiales, en este caso la pintura blanca con una alta emisividad y baja absorptividad permiten controlar pasivamente la temperatura de la estructura del satélite de tal manera que la temperatura transferida hacia los componentes internos es menor con respecto

los casos en los que no se consideran los recubrimientos superficiales. Este tipo de control térmico para el estudio del satélite Quetzal debe ser combinado con otros ya que logra disminuir la temperatura, sin embargo, componentes como el chip de la cámara, del transistor, receptor y del sistema de control y distribución de potencia se encuentran fuera del rango de temperaturas de operación.

Efecto de los paneles solares. El uso de paneles solares recubriendo las paredes del satélite disminuye la temperatura que alcanza la estructura del satélite y los componentes internos ya que tanto el coeficiente de conductividad y la capacidad térmica específica del silicio, que es el material del que se componen los paneles solares, es menor que la del aluminio, permitiendo una disminución del flujo de calor que se transfiere hacia el interior del satélite.

El uso de capas internas entre el panel solar y la estructura permitió que la temperatura de estos y la estructura disminuyera alrededor de 15 [°C], además de aislar a la estructura permiten darle rigidez a los paneles, sin embargo, la temperatura en el chip de la cámara que es la más alta, tan solo decreció 2 [°C], por lo que este parámetro debe ser combinado con los acabados superficiales y el uso de pistas térmicas para poder cumplir con los requerimientos térmicos de cada uno de los subsistemas.

Efecto del cambio de material. A pesar de que el coeficiente de conductividad del aluminio 7075-T6 es ligeramente menor que el del aluminio 6061-T6 la temperatura final de los componentes no es afectada de tal manera que nos permita a partir de esta determinar que sea un factor clave para el control de la temperatura en los puntos críticos como el chip de la cámara.

El requerimiento para la selección del material es que el satélite sea resistente a impactos, es decir que sea tenaz a la fractura y a la propagación de grietas, en donde el aluminio 7075-T6 muestra propiedades mecánicas más resistentes por lo que debido a que la temperatura no presenta grandes variaciones al cambiar el uso de las dos aleaciones de aluminio mencionadas se recomienda utilizar este último, sin embargo la elección de material debe considerarse como un estudio detallado por el ingeniero estructural.

Efecto de las aletas La comparación de los resultados antes y después de agregar pistas térmicas en los chips nos muestra temperaturas similares en la estructura y una disminución en el chip de la cámara de 47[°C], sin embargo, se tiene una temperatura de 134[°C] la cual no cumple con los requerimientos por lo que se recomienda el uso de pistas térmicas que tengan contacto en toda el área del chip ya que los resultados al utilizar esta, fueron favorables para la cámara en donde el valor máximo disminuyó 105.6 [°C] y los demás dispositivos, permitiendo que el dispositivo se encuentre dentro del rango de

operación para el caso más caliente que puede alcanzar el satélite sin afectar los valores de temperatura para la estructura y las cajas internas ya que permanecieron similares al caso en donde se utilizó el contacto de esquina.

De todo esto el sistema de control térmico pasivo propuesto para mitigar que la temperatura del satélite se encuentre por fuera del rango requerido es el siguiente:

- Recubrimientos blancos en el exterior, en las zonas libres de celdas solares
- Recubrimientos negros en el interior para facilitar la transmisión por radiación de calor de la energía extra que tienen que disipar los sistemas en la operación del satélite.
- Uso de pistas especiales para transmitir calor por conducción en algunos PCB's, donde se encuentran circuitos integrados que son críticos para la operación del satélite,
- El uso de los paneles de aluminio con panel intermedio (honeycomb) y capas entre el panel y la estructura, ayuda a la disipación de energía, protección contra micro-meteoritos y a blindar electromagnéticamente algunos de los sistemas del satélite, sin embargo el incremento de peso es algo que se debe de considerar en el diseño total, ya que incrementara costos de lanzamiento.

9.2. Trabajo Futuro

Una vez diseñado el concepto y analizado analíticamente y numéricamente mediante diferencias finitas con el software Thermal Desktop, como trabajo futuro se deben validar los resultados obtenidos a partir de pruebas físicas.

Si es posible se recomienda lo siguiente:

- Hacer pruebas en cámara de ciclado térmico y vacío para determinar si los requerimientos se satisfacen y si los resultados que predicen el desempeño térmico del satélite obtenidos en el presente trabajo corresponden a el comportamiento físico, lo que validaría los modelos y simulaciones numéricas y permitirían su aplicación en futuras misiones dentro del país.
- En el caso del modelado de tornillos y uniones hacer un compromiso entre el análisis estructural durante la fase de lanzamiento y realizar el

análisis durante esta etapa, que ha quedado fuera del alcance del presente trabajo.

- Que las pruebas se desarrollen de acuerdo con el estándar que marque el fabricante del vehículo para el lanzamiento del satélite.

La estabilización del satélite, es motivo de otro trabajo dentro del equipo. Por recomendaciones de expertos hemos buscado limitar el satélite en su configuración y que no integre paneles desplegados. Esta medida que impacta al control de estabilidad, a la navegación y por ende al funcionamiento de la carga útil, repercute en el sistema de administración de energía y en caso de que en trabajo futuro se defina usar sistemas dinámicos de control de temperatura, estos sistemas deben analizarse dentro de la dinámica orbital, trayectoria y navegación del satélite.

Bibliografía

- [1] Wertz James R. and Larson Wiley J., (2010), *Space Mission Analysis and Design*, California, Space Technology Library,
- [2] Fortescue Peter, Stark John, Swinerd Graham, (2003), *Spacecraft Systems Engineering*, West Sussex, John Wiley & Sons Ltd.
- [3] Gilmore, D.G., (1994), *Satellite Thermal Control Handbook*, The Aerospace Corporation Press.
- [4] Bonnie F. James, Coordinator et al., (1994), *The Natural Space Environment: Effects on Spacecraft*, Alabama, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Marshall Space Flight Center.
- [5] Santillán Gutiérrez Saúl Daniel et al., (2012), *Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT*, 2do Congreso Nacional y 1er Latinoamericano de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, San Luis Potosí, SOMECYTA.
- [6] Solera Claudia, (15/05/2012) *Contaminación del aire provoca 14 mil 734 decesos al año en México*, Excélsior
- [7] Romo Fuentes Carlos y Ramírez Aguilar José Alberto,(2011) *Seminario Introducción al diseño de plataformas satelitales*, Centro de alta tecnología, Facultad de Ingeniería UNAM.
- [8] Askeland Donald R., (1998) *Ciencia e ingeniería de los materiales*, International Thomson Editores
- [9] Zamora Torres Antonio Francisco, (2013), *Diseño de un micro-satélite*, Tesis de maestría, Centro de alta tecnología, Facultad de Ingeniería UNAM.
- [10] 16.83 Class, (2010), *CASTOR Satellite Design Document*, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics.
- [11] Jacques Lionel, (2009), *Thermal Design of the OUFTI-1 Nanosatellite*, University of Liege, Applied Sciences Faculty Centre Spatial de Liege.

- [12] Anger Richmond John, (2010), *Adaptive Thermal Modeling Architecture for Small Satellite Applications*, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics.
- [13] Ramírez Aguilar Alberto, (2012) *Red de Ciencia y Tecnología del Espacio*, México, Conacyt.
- [14] Otero Montaudon José Luis, Santillán Gutiérrez Saúl Daniel, (2012), *Diseño conceptual del sistema de control térmico para un micro-satélite*, 2do Congreso Nacional y 1er Latinoamericano de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, San Luis Potosí, SOMECYTA.
- [15] Lee Kerry, (2012), *Space Radiation Analysis Group, Johnson Space Center*, National Aeronautics and Space Administration (NASA). Disponible en: <http://srag-nt.jsc.nasa.gov/SpaceRadiation/What/What.cfm>
Consultado: 26/03/13.
- [16] Lessons Online, Human Spaceflight and Exploration, *Particle Radiation: Radioactivity and Cosmic Ray*, European Space Agency (ESA).
Disponible en:
http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Lessons_online/Particle_radiation_radioactivity_and_cosmic_rays
Consultado: 26/03/13.
- [17] Svensmark Henrik, (1998), *Cosmic rays and Earth's Climate*, American Institute of Physics.
Disponible en: <http://www.aip.org/png/html/Cosmic.htm>
Consultado: 26/03/13
- [18] Mavromichalaki Helen et al., (2009), *Solar Particle Event Analysis using the ESA Standard Radiation Environment Monitor and the Worldwide Neutron Monitor Network*, Proceedings of The 31st, Athens, European Space Agency (ESA).
- [19] Hathaway, David, (2013), *Solar Cycle Prediction*, Solar Physics, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Marshall Space Flight Center.
Disponible en: <http://solarscience.msfc.nasa.gov/predict.shtml>
Consultado: 28/03/13
- [20] Copyright 2013, Analytical Graphics, Inc., STK *Systems Tool Kit® and Systems Tool Kit®*, <http://www.agi.com/>

- [21] Williams Andrew D and Palo Scott E., (2006), *Issues and Implications of the Thermal Control System on the "Six Day Spacecraft"*, 4th Responsive Space Conference , Los Angeles CA, American Institute Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- [22] Dinh Dai Q., (2012), *Thermal Modeling of Nanosat*, The Faculty of Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San José State University
- [23] Czernik Sylwia, (2004), *Design of Thermal Control System for Compass-1*, University of Applied Science Aachen, Germany
- [24] Poinas, Philippe., (2004), *Satellite Thermal Control Engineering*, Thermal and Structure Division Keplerlaan, European Space Agency (ESA), Estec, Noordwijk, The Netherlands.
- [25] Asbhy Michael F., (2005), *Material Selection in Mechanical Design*, Burlington, ELSEVIER.
- [26] Trujillo Barragan Magdalena, (2013), *Selección de Materiales*, Centro de alta tecnología, Facultad de Ingeniería UNAM, Querétaro.
- [27] Askeland Donald R, (1998) *Introducción a la Ciencia de los Materiales*, Distrito Federal, Thompson.
- [28] Viens Michael J., (2013), *Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials*, National Aeronautics and Space Administration, NASA. Disponible en: <http://outgassing.nasa.gov/>
- [29] Romo Fuentes Carlos, Santillán Gutiérrez Saúl Daniel y otros., (2013), *Satellite Project Quetzal UNAM-MIT* .
- [30] Pérez Celis Juan Andrés, De la Rosa Nieves Saúl y otros, *Definición de los requerimientos de diseño de la computadora de abordo para el control del espectrómetro UV del satélite Quetzal*, 2do Congreso Nacional y 1er Latinoamericano de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, San Luis Potosí, SOMECYTA.
- [31] Pérez Celis Juan Andrés, (2013) *Diseño del módulo de comando y manejo de información de la carga útil del satélite Quetzal*, Tesis de licenciatura, Centro de alta tecnología, Facultad de Ingeniería UNAM.

- [32] Vázquez Robledo Ricardo Arturo y Romo Fuentes Carlos, *Proyecto Quetzal-Documento de Diseño*, Centro de alta tecnología, Facultad de Ingeniería UNAM.
- [33] Panczak Timothy D., Ring Steven G. & others, (2012), *Thermal Desktop User's Manual*, Boulder, C&R Technologies.
- [34] Sintés Arroyo Pol, (2009), *Mission and Thermal Analysis of the UPC CUBSAT*, Master Thesis, Cataluña, Universitat Politècnica de Catalunya.
- [35] Kauderer Amiko, (2012), *Orbital Elements*, National Aeronautics and Space Administration, NASA.
Disponible en: <http://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/graphs.html>
Consultado: 25/08/13
- [36] Wikipedia Foundation, (2013), *Beta angle*. Disponible en:
http://en.wikipedia.org/wiki/Beta_angle. Consultado: 25/08/13
- [37] Karam Robert D., (1998), *Satellite Thermal Control for Systems Engineers*, Maryland, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [38] Meseguer J., Pérez Grande I. y A. Sanz Andrés, (2012), *Spacecraft Thermal Control*, Cambridge, Woodhead Publishing Limited.
- [39] Hafer, William T. Vitale Nicholas G. y otros., (2008) *Design and Use of a Variable Thermal Layer (VTL) for Rapid Satellite Component Integration*, Los Angeles CA, American Institute Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- [40] Gernert Nelson R., Repas Robert, (2010), *Heat Pipes Get The Heat Out of Multikilowatt Electronic Devices*, Lancaster, Thermal Management Solution (Thermalcore).
Disponible en: <http://www.thermalcore.com/news/heat-pipes-get-the-heat-out-of-multikilowatt-electronic-devices.aspx>
Consultado: 02/11/13
- [41] Calin Tarau, William G. Anderson and Christopher J. Peters, (2013), *Thermal Management System for Long-Lived Venus Landers*, Lancaster, Thermal Management Solution (Thermalcore).
Disponible en: <http://www.1-act.com/thermal-management-system-for-long-lived-venus-landers/>
Consultado: 09/11/13

- [42] Espinoza C. y Niño Y., (2001), *Método de diferencias finitas-Modelación Numérica en Ingeniería Hidráulica y Ambiental*, Buenos Aires, Facultad de Ingeniería, Universidad de Buenos Aires. Disponible en:
<http://materias.fi.uba.ar/7538/material/Otros/Espinoza&Ni%F1o-Metodo%20de%20Diferencias%20Finitas.pdf>
Consultado:18/11/13
- [43] (2012), *Introduction to SINDA*, Boulder, C&R Technologies.
- [44] Incropera Frank P, DeWitt David P., (1999), *Fundamentos de Transferencia de Calor*, Atlacomulco, Pearson Education.
- [45] NASA Reliability and Estructuratainability Steering Committee, *NASA Reliability Preferred Practices for Design and Test*, (1991), Washington, NASA Office of Safety and Mission Quality.

ANEXOS

ANEXO 1

Orbita 600 Km con 40° de inclinación

26 Aug 2013 12:34:41

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-60040-Sensor-Sensor11-To-Facility-Querretaro1: Access Summary Report

Sensor11-To-Querretaro1

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jan 2014 00:00:00.000	1 Jan 2014 00:09:24.286	564.286
2	1 Jan 2014 01:38:43.187	1 Jan 2014 01:52:16.206	813.019
3	1 Jan 2014 03:21:42.785	1 Jan 2014 03:33:34.157	711.371
4	1 Jan 2014 05:06:24.901	1 Jan 2014 05:15:08.690	523.789
5	1 Jan 2014 06:49:45.463	1 Jan 2014 06:58:58.143	552.679
6	1 Jan 2014 08:31:07.829	1 Jan 2014 08:43:31.293	743.464
7	1 Jan 2014 10:12:33.991	1 Jan 2014 10:26:02.132	808.140
8	1 Jan 2014 11:56:07.415	1 Jan 2014 12:05:13.790	546.375

Global Statistics

Min Duration	4	1 Jan 2014 05:06:24.901	1 Jan 2014 05:15:08.690	523.789
Max Duration	2	1 Jan 2014 01:38:43.187	1 Jan 2014 01:52:16.206	813.019
Mean Duration				657.891
Total Duration				5263.125

Orbita 600 Km con 90° de inclinación

26 Aug 2013 22:14:29

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-60090-Sensor-Sensor1-To-Facility-Querretaro: Access Summary Report

Sensor1-To-Querretaro

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	12 Sep 2012 17:55:06.441	12 Sep 2012 18:04:18.512	552.070
2	12 Sep 2012 19:30:08.049	12 Sep 2012 19:42:38.488	750.439
3	13 Sep 2012 06:11:45.766	13 Sep 2012 06:22:44.805	659.039
4	13 Sep 2012 07:47:45.542	13 Sep 2012 07:59:32.720	707.178

Global Statistics

Min Duration	1	12 Sep 2012 17:55:06.441	12 Sep 2012 18:04:18.512	552.070
Max Duration	2	12 Sep 2012 19:30:08.049	12 Sep 2012 19:42:38.488	750.439
Mean Duration				667.181
Total Duration				2668.726

Orbita 800 Km con 40° de inclinación

26 Aug 2013 23:01:57

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-Quetzal_800_40-Sensor-Sensor2-To-Facility-Querretaro1: Access Summary Report

Sensor2-To-Querretaro1

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jan 2014 00:00:00.000	1 Jan 2014 00:11:04.723	664.723
2	1 Jan 2014 01:42:14.571	1 Jan 2014 01:58:24.282	969.711
3	1 Jan 2014 03:29:59.942	1 Jan 2014 03:44:28.303	868.361
4	1 Jan 2014 05:19:16.139	1 Jan 2014 05:31:15.644	719.505
5	1 Jan 2014 07:07:08.580	1 Jan 2014 07:20:07.956	779.376
6	1 Jan 2014 08:53:20.178	1 Jan 2014 09:08:57.568	937.391
7	1 Jan 2014 10:39:43.749	1 Jan 2014 10:55:26.030	942.281
8	1 Jan 2014 12:29:05.173	1 Jan 2014 12:37:57.592	532.419

9	1 Jan 2014 23:27:04.405	1 Jan 2014 23:40:19.722	795.317
---	-------------------------	-------------------------	---------

Global Statistics

Min Duration	8	1 Jan 2014 12:29:05.173	1 Jan 2014 12:37:57.592	532.419
Max Duration	2	1 Jan 2014 01:42:14.571	1 Jan 2014 01:58:24.282	969.711
Mean Duration				801.009
Total Duration				7209.083

Orbita 800 Km con 105° de inclinación

26 Aug 2013 23:04:22

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-Quetzal_800_105-Sensor-Sensor1-To-Facility-Queretaro: Access Summary Report

Sensor1-To-Queretaro

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jan 2014 00:00:00.000	1 Jan 2014 00:12:43.267	763.267
2	1 Jan 2014 10:47:01.707	1 Jan 2014 10:56:56.973	595.266
3	1 Jan 2014 12:23:36.517	1 Jan 2014 12:38:36.513	899.996
4	1 Jan 2014 14:05:08.149	1 Jan 2014 14:13:25.569	497.420
5	1 Jan 2014 21:56:30.605	1 Jan 2014 22:06:01.114	570.510
6	1 Jan 2014 23:32:01.219	1 Jan 2014 23:47:03.341	902.121

Global Statistics

Min Duration	4	1 Jan 2014 14:05:08.149	1 Jan 2014 14:13:25.569	497.420
Max Duration	6	1 Jan 2014 23:32:01.219	1 Jan 2014 23:47:03.341	902.121
Mean Duration				704.763
Total Duration				4228.580

Orbita 1000 Km con 135° de inclinación

26 Aug 2013 23:15:58

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-Quetzal_1000_135-Sensor-Sensor2-To-Facility-Queretaro1: Access Summary Report

Sensor2-To-Queretaro1

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jan 2014 00:00:00.000	1 Jan 2014 00:11:15.644	675.644
2	1 Jan 2014 11:14:44.526	1 Jan 2014 11:26:25.380	700.854
3	1 Jan 2014 12:52:14.948	1 Jan 2014 13:08:46.908	991.960
4	1 Jan 2014 14:32:09.760	1 Jan 2014 14:48:05.718	955.958
5	1 Jan 2014 16:12:36.341	1 Jan 2014 16:25:18.498	762.158
6	1 Jan 2014 17:52:01.277	1 Jan 2014 18:02:02.926	601.649
7	1 Jan 2014 19:29:06.394	1 Jan 2014 19:40:54.809	708.414
8	1 Jan 2014 21:05:58.485	1 Jan 2014 21:21:16.533	918.047
9	1 Jan 2014 22:44:42.299	1 Jan 2014 23:01:26.568	1004.269

Global Statistics

Min Duration	6	1 Jan 2014 17:52:01.277	1 Jan 2014 18:02:02.926	601.649
Max Duration	9	1 Jan 2014 22:44:42.299	1 Jan 2014 23:01:26.568	1004.269
Mean Duration				813.217
Total Duration				7318.953

Orbita 1000 Km con 110° de inclinación

26 Aug 2013 23:13:59

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

Satellite-Quetzal_1000_110-Sensor-Sensor1-To-Facility-Queretaro: Access Summary Report

Sensor1-To-Queretaro

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jan 2014 00:00:00.000	1 Jan 2014 00:13:43.831	823.831
2	1 Jan 2014 11:11:49.459	1 Jan 2014 11:26:33.525	884.066
3	1 Jan 2014 12:53:12.492	1 Jan 2014 13:10:01.165	1008.673

4	1 Jan 2014 14:38:44.317	1 Jan 2014 14:46:58.609	494.292
5	1 Jan 2014 21:10:42.305	1 Jan 2014 21:17:02.272	379.967
6	1 Jan 2014 22:46:41.367	1 Jan 2014 23:03:15.849	994.483

Global Statistics

Min Duration	5	1 Jan 2014 21:10:42.305	1 Jan 2014 21:17:02.272	379.967
Max Duration	3	1 Jan 2014 12:53:12.492	1 Jan 2014 13:10:01.165	1008.673
Mean Duration				764.219
Total Duration				4585.312

Altura	Inclinación	Ensenada		
		Pases	min	max
600	40	5183	0.492	13.606
600	89	3461	0.128	12.935
800	40	5266	0.142	16.217
800	105	4134	0.31	15.083
1000	110	4748	0.411	17.239
1000	135	6006	0.609	16.793

Altura	Inclinación	SLP		
		Pases	min	max
600	40	5793	0.411	13.567
600	89	3143	0.368	12.899
800	40	5826	0.8	16.179
800	105	3689	0.195	15.05
1000	110	4122	0.242	0.242
1000	135	6543	0.499	16.762

Altura	Inclinación	NL		
		Pases	min	max
600	40	5580	0.492	13.58
600	89	3238	0.528	12.91
800	40	5631	0.113	16.191
800	105	3815	0.16	15.061
1000	110	4291	0.609	17.217
1000	135	6353	0.066	16.772

Altura	Inclinación	Qro		
		Pases	min	max
600	40	5890	0.159	13.562
600	89	3107	0.376	12.894
800	40	5916	0.175	16.174
800	105	3638	0.445	15.045
1000	110	4059	0.237	17.202
1000	135	6632	0.381	16.757

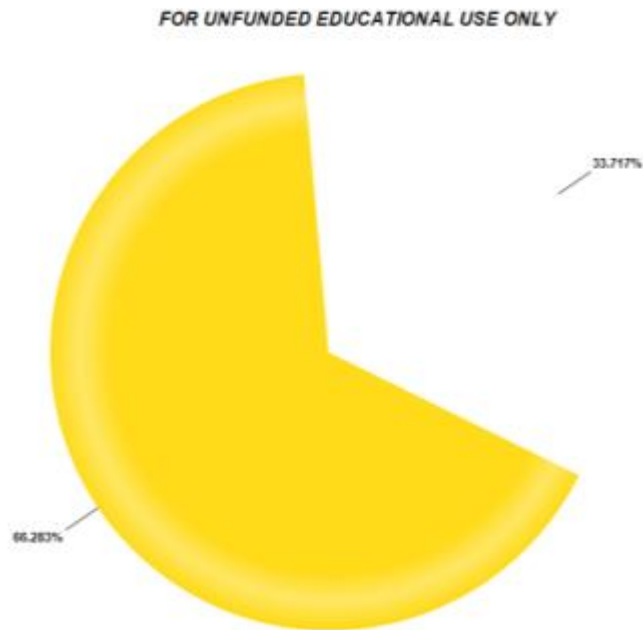
Altura	Inclinación	DF		
		Pases	min	max
600	40	5959	0.399	13.558
600	89	3087	0.153	12.89
800	40	4093	0	16.107
800	105	2768	0.001	14.76
1000	110	4014	0.185	17.198
1000	135	6699	0.39	16.754

Altura	Inclinación	Chetumal		
		Pases	min	max
600	40	6021	0.349	13.555
600	89	3062	0.488	12.888
800	40	6041	0.866	16.168
800	105	3579	0.293	15.04
1000	110	3983	0.561	17.196
1000	135	6755	0.253	16.752

Altura	Inclinación	Mérida		
		Pases	min	max
600	40	5866	0.403	13.563
600	89	3117	0.243	12.895
800	40	5898	0.329	16.175
800	105	3648	0.213	15.047
1000	110	4070	0.386	17.203
1000	135	6612	0.169	16.758

Altura	Inclinación	Boston		
		Pases	min	max
600	40	3832	0.006	7.097
600	89	3970	0.008	12.981
800	40	3843	0.011	7.119
800	105	4849	0.333	15.126
1000	110	6170	0.005	17.281
1000	135	4611	0.302	16.833

Porcentaje de acumulación solar para el caso 3 de definición de la órbita



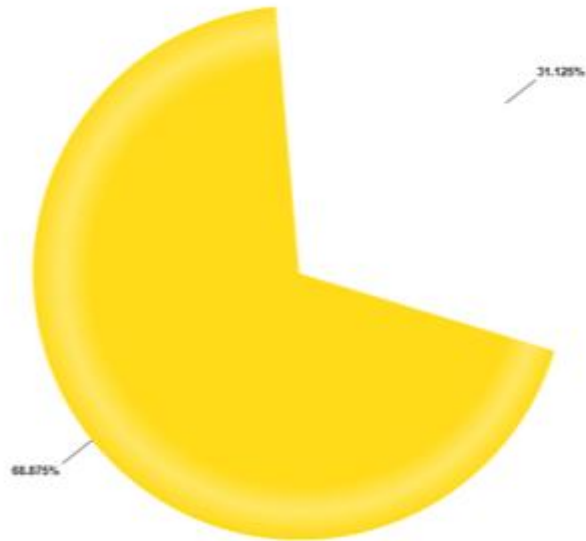
a)



b)

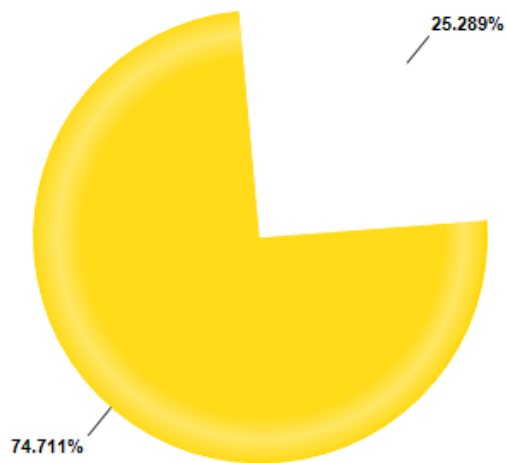
Figura 170. Porcentaje de acumulación solar en el satélite para una órbita de 600 km de altura con una inclinación a) de 40° y b) de 89°.

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY



a)

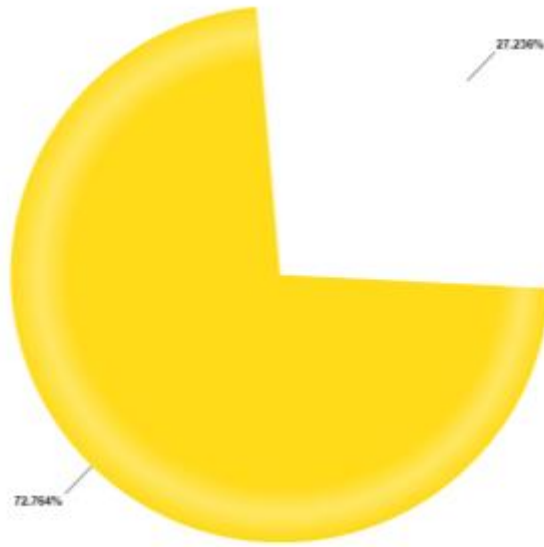
FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY



b)

Figura 171. Porcentaje de acumulación solar en el satélite para una órbita de 800 km de altura con una inclinación a) de 40° y b) de 105°.

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY



a)

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY



b)

Figura 172. Porcentaje de acumulación solar en el satélite una órbita de 1000 km de altura con una inclinación a) de 135° y b) de 110°.