



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

MODELADO TRIDIMENSIONAL Y ANÁLISIS TÉRMICO POR ELEMENTOS
FINITOS DEL NANOSATÉLITE IXAYA

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

PRESENTA:
FERNANDO DAVID ZUÑIGA CONTRERAS

TUTOR PRINCIPAL
Dr. ALEJANDRO FARAH SIMÓN, INSTITUTO DE ASTRONOMÍA

COTUTORA
Dra. DAFNE GAVIRIA ARCILA

Cd. Mx. Febrero, 2023



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Velázquez Villegas Fernando

Secretario: Dr. Ferrer Pérez Jorge Alfredo

1 er. Vocal: Dr. Farah Simón Alejandro

2 do. Vocal: Dra. Gaviria Arcila Dafne

3 er. Vocal: Dr. Valdés Galicia José Francisco

Lugar o lugares donde se realizó la tesis: Facultad de Ingeniería, Programa Espacial Universitario, UNAM

Resumen

En la actualidad, muchos países incursionan en la exploración espacial mediante nanosatélites puesto que tienen una amplia gama de aplicaciones; como la detección de incendios forestales, fenómenos meteorológicos, comunicaciones, detección de partículas, etcétera, añadiendo a todas éstas la detección de puntos calientes.

El ambiente espacial al que se enfrenta un satélite está constituido por condiciones extremas debido a que no cuentan con la protección atmosférica de la Tierra, en consecuencia, es necesario el uso de metodologías que permitan asegurar el funcionamiento de un satélite.

En este trabajo se presentan los resultados del análisis térmico del nanosatélite IXAYA, teniendo por objetivo la detección de estos puntos calientes cerca de la Ciudad de México. Primero se presenta el estado del arte y el marco teórico para el análisis térmico de un satélite, además se describe la mecánica analítica para obtener la temperatura del satélite empleando diferentes tipos de recubrimientos térmicos. Se desarrollo el análisis térmico empleando el método de elementos finitos a través del Software ANSYS 2021 R2. Dichas simulaciones se realizaron con diferentes tipos de recubrimientos para una correcta selección de un sistema térmico que asegure que todos los subsistemas se encuentren dentro del rango de operación adecuado.

Agradecimientos

A mi madre, por ser siempre un ejemplo para mi vida, enseñándome la importancia de nunca darse por vencido, por su dedicación, paciencia, amor y consejos a lo largo de mi vida.

A mi director de Tesis el Dr. Alejandro Farah Simón, gracias por su apoyo, confianza y consejos que me ha brindado a lo largo de mi desarrollo profesional y por su disposición para enseñarme día a día.

A mi cotutora la Dra. Dafne Gaviria Arcila por guiarme durante el desarrollo de esta tesis, por su disposición a enseñarme sus experiencias, conocimientos y consejos que me permiten obtener un crecimiento profesional.

Al Dr. Jorge Ferrer por sus consejos, paciencia y sugerencias al realizar este trabajo de tesis, por su dedicación y compromiso para aclarar mis dudas.

Al Dr. Fernando Velázquez agradezco y admiro su dedicación que le brinda a cada uno de sus estudiantes, por su paciencia y dedicación por compartir sus conocimientos que me han dotado de herramientas para desarrollarme profesionalmente.

Al Dr. José Valdés por todo su apoyo que me brindo durante mis estudios de maestría, agradezco su tiempo y consejos al realizar este trabajo.

Al Programa Espacial Universitario (PEU) de la UNAM, por permitirme formar parte del equipo del proyecto IXAYA, agradezco la confianza y apoyo que me han brindado durante mis estudios de posgrado.

A mis amigos, por su apoyo incondicional que siempre me han mostrado y por amistad tan sincera que demuestran día a día.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología por el convenio de beca, gracias al cual pude realizar mis estudios de posgrado en la UNAM.

Índice de figuras

Figura 1. Cargas de radiación en un satélite.....	7
Figura 2. Tipos de órbitas.....	9
Figura 3. Elementos orbitales	12
Figura 4. Clasificación de los CubeSat por unidad	15
Figura 5. Nanosatélites lanzados a órbita.....	16
Figura 6. Subsistemas de un nanosatélite.	16
Figura 7. Diagrama de interfaces de los subsistemas.....	17
Figura 8. Poly Picosatellite Orbital Deployer abreviado P-POD	19
Figura 9. Computadora de vuelo	21
Figura 10. Mylar	25
Figura 11. Correa térmica.....	26
Figura 12. Proyecto ATA de NASA.....	28
Figura 13. Calentadores por resistencia eléctrica	29
Figura 14. Mini enfriador K562S	29
Figura 15. Conducción de calor unidimensional	32
Figura 16. Espectros de ondas electromagnéticas	34
Figura 17. Dirección de emisión y ángulos sólidos en relación con un hemisferio unidad	36
.....
Figura 18. Flujos de radiación en una superficie.....	37
Figura 19. Radiación incidente en material semitransparente.....	38
Figura 20. Rangos típicos de la emisividad en materiales	39
Figura 21. Analogía de un circuito eléctrico a transferencia de calor	41
Figura 22. Ley de Ohm térmica	42
Figura 23. Serie de resistencia térmica con o sin disipador	44
Figura 24. Apogeo y Perigeo.	47
Figura 25. Segunda ley de Kepler.	47
Figura 26. Parámetros de una órbita elíptica	48
Figura 27. Esquema de los nodos en un modelo unidimensional de pared plana.....	52
Figura 28. Malla para conducción bidimensional	53
Figura 29. Metodología para la selección del control térmico.	55
Figura 30. Modelo CAD IXAYA.....	59
Figura 31. Computadora de vuelo.	62
Figura 32. Sistema de comunicaciones.	62
Figura 33. Sistema de orientación ADCS.	63
Figura 34. Antena banda S.....	64
Figura 35. Antena banda UHF.....	65

Figura 36. Sistema de baterías.....	65
Figura 37. Cámara Gecko.	67
Figura 38. Cámara TAU.	68
Figura 39. Cámara FLIR.....	69
Figura 40. Ruedas Inerciales.....	69
Figura 41. Estructura.	70
Figura 42. Modelo CubeSat en STK.	71
Figura 43. Órbitas del proyecto IXAYA.	71
Figura 44. Flujos de radiación obtenidos del Software STK.....	72
Figura 45. Esquema 2D de Nanosatélite IXAYA.....	76
Figura 46. Caso caliente.....	78
Figura 47. Caso Frío.....	84
Figura 48. Modelo CAD simplificado.....	92
Figura 49. Radiación solar.....	94
Figura 50. Radiación del albedo.	95
Figura 51. Radiación de la Tierra.....	95
Figura 52. Componentes con disipación térmica de la tarjeta OBC1.	96
Figura 53. Componentes con disipación térmica de la tarjeta ADCS.	97
Figura 54. Componentes con disipación térmica de la tarjeta de comunicaciones UHF.....	99
Figura 55. Calidad de mallado automático.....	100
Figura 56. Control de malla de la computadora de vuelo.....	101
Figura 57. Control de malla del subsistema ADCS	102
Figura 58. Control de malla del subsistema de comunicaciones.....	102
Figura 59. Análisis de convergencia.	103
Figura 60. Modelo CAD simplificado sin paneles solares.....	105
Figura 61. Caso caliente gradiente de temperatura sin control térmico ni celdas solares; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	107
Figura 62. Caso frío gradiente de temperatura sin control térmico ni celdas solares; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	109
Figura 63. Modelo CAD simplificado con paneles solares.	111
Figura 64. Caso caliente gradiente de temperatura sin control térmico; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	113
Figura 65. Caso frío gradiente de temperatura sin control térmico; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	115
Figura 66. Caso caliente gradiente de temperatura con aluminio pulido; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	118
Figura 67. Caso frío gradiente de temperatura con aluminio pulido; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	120

Figura 68. Caso caliente gradiente de temperatura con aluminio anodizado; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	123
Figura 69. Caso frío gradiente de temperatura con aluminio anodizado; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	125
Figura 70. Caso caliente gradiente de temperatura con pintura negra; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	128
Figura 71. Caso frío gradiente de temperatura con pintura negra; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	130
Figura 72. Caso caliente gradiente de temperatura con pintura blanca; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.	133
Figura 73. Caso frío gradiente de temperatura con pintura blanca; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	135
Figura 74. Caso caliente gradiente de temperatura con Mylar; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	138
Figura 75. Caso frío gradiente de temperatura con Mylar; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.....	140
Figura 76. Datos de radiación solar para el análisis transitorio.	142
Figura 77. Datos de radiación del albedo para el análisis transitorio.	143
Figura 78. Datos de radiación de la Tierra para el análisis transitorio.	143
Figura 79. Temperatura en las primeras 3 orbitas de la misión IXAYA.	144
Figura 80. Temperatura en el subsistema ADCS durante 3 orbitas.	145
Figura 81. Temperatura en la antena de banda S durante 3 orbitas.	145
Figura 82. Temperatura en la antena de banda UHF durante 3 orbitas.	146
Figura 83. Temperatura en el banco de baterías 1 durante 3 orbitas.....	146
Figura 84. Temperatura en el banco de baterías 2 durante 3 orbitas.....	147
Figura 85. Temperatura en el subsistema de comunicaciones UHF durante 3 orbitas.	148
Figura 86. Temperatura en el subsistema de la computadora de vuelo durante 3 orbitas.	148
Figura 87. Temperatura en la estructura durante 3 orbitas.	149
Figura 88. Temperatura en la cámara Gecko durante 3 orbitas.	149
Figura 89. Temperatura en la cámara Neutrino durante 3 orbitas.	150
Figura 90. Temperatura en la cámara TAU durante 3 orbitas.	150
Figura 91. Temperatura en los paneles solares durante 3 orbitas.	151
Figura 92. Temperatura en las ruedas inerciales durante 3 orbitas.	151
Figura 93. Comparación de resultados de temperatura máxima en el nanosatélite.	152

Índice de tablas

Tabla 1. Ambiente espacial y sus efectos.....	6
Tabla 2. Tipos de órbitas.....	8
Tabla 3. Órbita LEO.....	9
Tabla 4. Órbita MEO.....	10
Tabla 5. Órbita HEO.....	11
Tabla 6. Órbita GEO.....	11
Tabla 7. Clasificación de nanosatélites.....	14
Tabla 8. Materiales estructurales espaciales.....	18
Tabla 9. Materiales de uso espacial.....	22
Tabla 10. Relación de variables eléctricas y térmicas.....	41
Tabla 11. Rango de temperatura de dispositivos.....	45
Tabla 12. Aplicaciones de la ecuación de elementos finitos.....	50
Tabla 13. Intervalos de temperatura de operación de los subsistemas.....	58
Tabla 14. Órbitas propuestas de Nanosatélite IXAYA.....	59
Tabla 15. Características SCS Gecko imager.....	66
Tabla 16. Características Tau 336, óptica 50 mm f/1.2.....	67
Tabla 17. Características Serie Neutrino™ SWaP+C.....	68
Tabla 18. Propiedad de emisividad y absorptividad de distintos materiales.....	77
Tabla 19. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio pulido y celda solar en las caras.....	79
Tabla 20. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 1.....	79
Tabla 21. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio anodizado y celda solar en las caras.....	80
Tabla 22. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 2.....	80
Tabla 23. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.....	81
Tabla 24. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 3.....	81
Tabla 25. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con pintura blanca y celda solar en las caras.....	82
Tabla 26. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 4.....	82
Tabla 27. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con MLI y celda solar en las caras.....	83

Tabla 28. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 5.....	83
Tabla 29. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio pulido y celda solar en las caras.....	85
Tabla 30. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 1..	85
Tabla 31. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio anodizado y celdas solares en las caras.	86
Tabla 32. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 2..	86
Tabla 33. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.	87
Tabla 34. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 3..	87
Tabla 35. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.	88
Tabla 36. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 4..	88
Tabla 37. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con MLI y celda solar en las caras.....	89
Tabla 38. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 5..	89
Tabla 39. Comparación de resultados de mecánica analítica.	90
Tabla 40. Centro de masa y geométrico de Nanosatélite IXAYA.	92
Tabla 41. Propiedades termo físicas de los materiales (Lonny Kauder, 2005).....	93
Tabla 42. Propiedades ópticas de los materiales (Desing Document, 2010).....	93
Tabla 43. Valores utilizados para la estimación de potencia disipada de la CV-FRAM. .	97
Tabla 44. Valores utilizados para la estimación de potencia disipada de la ADCS-LM75B.	98
Tabla 45. Especificaciones eléctricas de los componentes.....	99
Tabla 46. Calidad de la malla automática.	100
Tabla 47. Simulaciones variando el tamaño del elemento.	103
Tabla 48. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico.....	105
Tabla 49. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico.....	108
Tabla 50. Temperatura en los subsistemas sin control térmico.	110
Tabla 51. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico y con paneles solares.....	111
Tabla 52. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico y con paneles solares.....	114
Tabla 53. Temperatura en los subsistemas sin control térmico y con paneles solares.	116
Tabla 54. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio pulido y celdas solares.....	117

Tabla 55. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio pulido y celdas solares.....	119
Tabla 56. Temperatura en los subsistemas con aluminio pulido y celdas solares.....	121
Tabla 57. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio anodizado.....	122
Tabla 58. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio anodizado y celdas solares.....	124
Tabla 59. Temperatura en los subsistemas con aluminio anodizado y celdas solares.....	126
Tabla 60. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura negra y celdas solares.....	127
Tabla 61. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura negra y celdas solares.....	129
Tabla 62. Temperatura en los subsistemas con pintura negra y celdas solares.....	131
Tabla 63. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura blanca.....	132
Tabla 64. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura blanca.....	134
Tabla 65. Temperatura en los subsistemas con pintura blanca y celdas solares.....	136
Tabla 66. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con MLI y celdas solares.....	137
Tabla 67. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con MLI y celdas solares.....	139
Tabla 68. Temperatura en los subsistemas con MLI y celdas solares.....	141

Contenido

Resumen.....	III
Agradecimientos.....	IV
Índice de figuras.....	V
Índice de tablas.....	VIII
Capítulo 1 Introducción.....	1
1.1. Marco contextual.....	1
1.2. Planteamiento del problema.....	2
1.3. Pregunta de investigación.....	2
1.4. Objetivo.....	3
1.5. Justificación.....	3
1.6. Hipótesis.....	3
1.7. Alcance del proyecto.....	4
Capítulo 2 Ingeniería de sistemas satelitales.....	5
2.1. Antecedentes de ingeniería espacial en México.....	5
2.2. Ambiente espacial.....	6
2.3. Órbitas.....	8
2.4. Satélites.....	13
2.4.1. Satélites naturales.....	13
2.4.2. Satélites artificiales.....	13
2.5. CubeSat.....	14
2.6. Configuración de los satélites.....	16
2.6.1. Carga útil.....	17
2.6.2. Estructura.....	18
2.6.3. Subsistema de potencia.....	19
2.6.4. Telecomunicaciones.....	20
2.6.5. Computadora de vuelo.....	20
2.6.6. Control de actitud.....	21
2.6.7. Control térmico.....	21
2.7. Materiales espaciales.....	22
Capítulo 3 Estado del arte.....	23
3.1. Sistemas pasivos.....	23
3.2. Sistemas activos.....	27

Capítulo 4 Transferencia de calor.....	31
4.1. Convección	31
4.2. Conducción	32
4.3. Radiación	33
4.4. Disipación térmica en semiconductores	40
4.5. Mecánica orbital	46
4.6. Principio de conservación de la energía	49
4.7. Método de elementos finitos.....	50
Capítulo 5 Requerimientos de Misión IXAYA.....	54
5.1. Misión IXAYA	54
5.2. Metodología	55
5.3. Requerimientos	57
5.3.1. Mecánicos	57
5.3.2. Térmicos.....	58
5.4. Geometría	58
5.5. Parámetros orbitales	59
5.6. Modelado 3D de los subsistemas de IXAYA.....	60
5.7. Análisis STK.....	70
Capítulo 6 Modelo analítico	73
6.1. Cálculos	73
6.2. Caso caliente	78
6.3. Caso frío	84
Capítulo 7 Método numérico.....	91
7.1. Método numérico.....	91
7.2. Modelo CAD simplificado	91
7.3. Acomodo interno	92
7.4. Materiales	93
7.5. Condiciones de frontera	94
7.5.1. Intensidad solar	94
7.5.2. Albedo	95
7.5.3. Radiación de la Tierra.....	95
7.5.4. Disipación de calor interno.....	96
7.6. Parámetros de malla	100
7.7. Análisis de convergencia.....	103
7.8. Análisis térmico	104

7.8.1. Sin control térmico y sin celdas solares	104
7.8.2. Sin control térmico y con paneles solares	110
7.8.3. Aluminio pulido	116
7.8.4. Aluminio anodizado.....	121
7.8.5. Pintura negra	126
7.8.6. Pintura blanca.....	131
7.8.7. MLI	136
7.8.8. Análisis Transitorio.....	142
7.9. Comparación de resultados.....	152
Capítulo 8 Conclusiones.....	153
8.1. Perspectivas a futuro.....	153
8.2. Conclusiones.....	153
Bibliografía	156
Anexos	160

Capítulo 1 Introducción

Objetivo: Dar a conocer los problemas a solucionar en el presente trabajo, así como su metodología y objetivos.

Alcance: Este capítulo va a explicar los objetivos, justificación y alcances de este proyecto.

1.1. Marco contextual

En la actualidad el sector espacial es una industria de amplia importancia, tanto en sectores políticos como ingenieriles e incluso sociales, lo que conlleva a diversos temas de investigación y exploración dentro esta área. El interés por el espacio comenzó con novelas de ciencia ficción, el escritor y científico británico Arthur C. Clarke fue quien propuso en 1945 que con solo 3 satélites separados angularmente por 120° y ubicados en órbita, se podía mantener una comunicación por radio alrededor de todo el mundo. Sin embargo, para lograr mantener un satélite en una órbita llamada geoestacionaria, el satélite se debía desplazar en el mismo sentido de giro que la Tierra, a una distancia de 36,000 km sobre el nivel del mar con una velocidad de 3,705 m/s para compensar la atracción de la fuerza gravitacional y no perder la altura (Millard, 2017).

Fue hasta 1957 cuando el primer satélite artificial llamado Sputnik 1 de la Unión Soviética fue lanzado al espacio. Dicho satélite tenía una masa aproximada de 83 kg, contaba con dos transmisores de radio, y orbitaba la Tierra a una distancia aproximada de 938 km en su apogeo y 214 km en su perigeo. El análisis de las señales de radio se usó para obtener información sobre la concentración de los electrones en la ionosfera (Blanca, 2015).

La Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) comenzó en 1944 con las investigaciones en temas de Física espacial dirigidas por el Dr. Manuel Sandoval Vallarta del Instituto de Física con los trabajos sobre rayos cósmicos (Ortega Ontiveros, y otros, 2018).

En 1955 un grupo de mexicanos se reunieron para constituir la que se llamó la sociedad Mexicana de Estudios Interplanetarios A.C. (SOMEI) con la finalidad de efectuar investigación y difusión de temas espaciales.

El UNAMSAT fue un satélite desarrollado en la UNAM en 1969 por un grupo de radioaficionados mexicanos, posteriormente este grupo se afilió a la AMSAT Internacional y posteriormente se creó AMSAT México (UPAEP, s.f.).

El QUETZAL MIT-UNAM trata de un microsatélite, cuya misión es el monitoreo de los flujos de la contaminación atmosférica en las grandes ciudades latinoamericanas, este proyecto tuvo una colaboración con el MIT (Massachusetts Institute of Technology).

El proyecto CONDOR consistió en la fabricación y lanzamiento del primer satélite construido en México que ha transmitido telemetría a la Tierra. El proyecto CONDOR nació del convenio entre la UNAM y el Instituto Aeronáutico de Moscú (MAI) que tiene como objetivo proveer entrenamiento avanzado para ingenieros mexicanos, así como para el personal científico de la Universidad con base en el desarrollo y lanzamiento de un satélite.

1.2. Planteamiento del problema

La detección de puntos calientes o denominados "Hot Spots" se ha vuelto cada vez más común, debido en parte a una mayor conciencia de los problemas ambientales, como el cambio climático, así como las tecnologías geoespaciales. Generalmente la detección de Hot Spots se realiza por medio de satélites mucho mayores que un CubeSat y a un mayor costo.

Los satélites se encuentran orbitando alrededor de la Tierra, esto implica que no cuentan con la protección de la atmósfera terrestre, ocasionando que la radiación solar llegue directamente a los satélites y a su vez incrementa su temperatura. Los nanosatélites tipo CubeSat tiene diversos componentes internos denominados subsistemas, los cuales tiene una serie de requerimientos para un correcto funcionamiento, entre estos, una temperatura de operación la cual determina su eficiencia, por consiguiente, un análisis térmico durante su órbita es fundamental, para asegurar la protección y cumplimiento de estos requerimientos.

1.3. Pregunta de investigación

¿Es posible simular las condiciones térmicas de un nanosatélite a las que se expondrá durante toda su misión?

1.4. Objetivo

Analizar el comportamiento térmico de un nanosatélite tipo CubeSat 3U de la misión IXAYA en una órbita baja, por medio del método numérico de los elementos finitos para verificar que sus módulos internos operen en condiciones de operación segura.

Objetivos específicos

- Obtener la distribución de temperatura del nanosatélite IXAYA durante 3 órbitas alrededor de la Tierra.
- Análisis por elemento finito implementando sistemas de control térmico pasivo.
- Análisis de disipación térmica en componentes electrónicos.
- Verificar envolventes y caminos ópticos de la carga útil.

1.5. Justificación

En la actualidad, muchos países incursionan en la exploración espacial mediante nanosatélites tipo CubeSat debido a su amplia gama de aplicaciones; tales como la detección de incendios forestales, fenómenos meteorológicos, comunicaciones, detección de partículas, etcétera. Dichas aplicaciones permiten el crecimiento tecnológico y científico del país, por consiguiente, es conveniente que México invierta en tecnologías espaciales.

La realización de investigaciones científicas en el espacio tiene costos muy elevados, por consiguiente, es necesario analizar y simular los componentes internos de un nanosatélite, lo que permite reducir el nivel de riesgo de falla en una misión espacial.

Los componentes internos de un satélite cuentan con requerimientos eléctricos, mecánicos, térmicos, por mencionar algunos, dentro de los requerimientos térmicos se especifica la temperatura de operación adecuado de cada uno de los diferentes subsistemas, es el objeto de estudio de esta tesis, cuyo propósito es determinar el sistema de control térmico que asegure que los subsistemas estén operando en condiciones seguras.

1.6. Hipótesis

A través de análisis numérico se simularán las condiciones térmicas dentro del nanosatélite IXAYA en cada uno de sus módulos durante toda su misión.

1.7. Alcance del proyecto

El estudio térmico de un nanosatélite tiene como alcance determinar el tipo de control térmico, ya sea pasivo o activo para misiones espaciales que se desarrollan en órbitas bajas. El control seleccionado permite radiar y conducir las cargas térmicas que inciden sobre él, así como las cargas internas de los subsistemas, de manera que se cumplan las temperaturas de operación de los componentes internos del nanosatélite. Este trabajo plantea analizar numéricamente por el método de elementos finitos, la distribución de la temperatura en los subsistemas y realizando una comparación con la mecánica analítica al implementar el uso de sistemas de control térmico pasivo.

Capítulo 2 Ingeniería de sistemas satelitales

Objetivo: Dar a conocer los antecedentes y conceptos básicos de ingeniería espacial para la comprensión de los fenómenos efectuados en el espacio.

Alcance: Este capítulo va a explicar antecedentes de los satélites mexicanos, órbitas, subsistemas dentro de un nanosatélite, los conceptos básicos que se van a utilizar al momento del desarrollo del sistema mecánico.

2.1. Antecedentes de ingeniería espacial en México

El primer satélite puesto en órbita fue el Sputnik, lanzado el 4 de octubre de 1957 por la Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS), esto propició la participación de México en actividades espaciales. En noviembre de 1957 inicia en México el estudio y desarrollo de cohetaría, lanzando el primer cohete sonda mexicano con la finalidad de conocer las propiedades de la atmosfera (Red Universitaria del Espacio, s.f.).

En 1959 y 1960 la Secretaría de Comunicaciones y Transportes bajo la dirección del ingeniero Walter Cross Buchanan, se diseñan, construyen y lanzan los primeros cohetes mexicanos conocidos como SCT-1 y SCT-2 (Red Universitaria del Espacio, s.f.).

En 1962 por decreto presidencial de Adolfo López Mateo se creó la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CONEE) con el objetivo de incentivar la investigación del espacio exterior, con 3 subprogramas: cohetes sonda, recepción de señales de satélites meteorológicos y globos sonda. En enero de 1977 el gobierno decreto la desaparición de la CONEE (Red Universitaria del Espacio, s.f.).

Para 1968 México incursionó en el tema de los satélites para la difusión de las olimpiadas. No obstante, fue hasta 1985 cuando México lanzó al espacio el primer satélite denominado Morelos I con la finalidad de preservar su soberanía e independencia en materia de telecomunicaciones espaciales. Algunos meses después fue puesto en órbita Morelos II, permitiendo los servicios; televisión, información, entretenimiento, transmisión de datos y voz fortaleciendo los sistemas de información. La vida útil del satélite Morelos I llego hasta 1994 y de Morelos II hasta 2004 (Secretaria de comunicaciones y transportes, s.f.).

Posteriormente, el gobierno mexicano adquirió el sistema Solidaridad 1 y 2, de la misma forma, la tercera generación estuvo constituida por el Satmex 5, la cuarta generación por el satélite Satmex 6, la quinta por QuetzSat 1 y la sexta por Satmex 8 (Blanca, 2015).

La ley que creó la Agencia Espacial Mexicana fue promulgada el 13 de julio de 2010 por el presidente de la república Felipe Calderón Hinojosa, esta ley define el preludio de una nueva etapa en el desarrollo espacial de México (Agencia Espacial Mexicana, 2011).

2.2. Ambiente espacial

Uno de los aspectos fundamentales para un proyecto espacial es el análisis del entorno del diseño, en este caso es el ambiente espacial, y a diferencia de la Tierra este no cuenta con la protección de la atmósfera terrestre, por lo que es necesario conocer sus características y sus efectos sobre un satélite, mostrados en la Tabla 1.

Tabla 1. Ambiente espacial y sus efectos (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Ambiente	Efecto
Vacío	<ul style="list-style-type: none"> • Diferencia de presión • Degradación superficial por radiación ultravioleta directa, consecuencia de la falta de atmósfera.
Partículas cargadas	<ul style="list-style-type: none"> • Efectos mecánicos • Efectos químicos
Plasma	<ul style="list-style-type: none"> • Satélite cargado eléctricamente • Descarga electrostática y ruptura dieléctrica
Radiación	<ul style="list-style-type: none"> • Degradación electrónica • Aumento de temperatura
Micro meteoritos	<ul style="list-style-type: none"> • Daños superficiales debido a impactos

Un ambiente sin atmósfera causa complicaciones al momento de diseñar un instrumento, ocasionando que sea de suma importancia el análisis de cada uno de sus componentes, por lo que, sus materiales deben resistir estas condiciones. Un satélite está sometido a diversas cargas por radiación las cuales se muestran en la Figura 1.

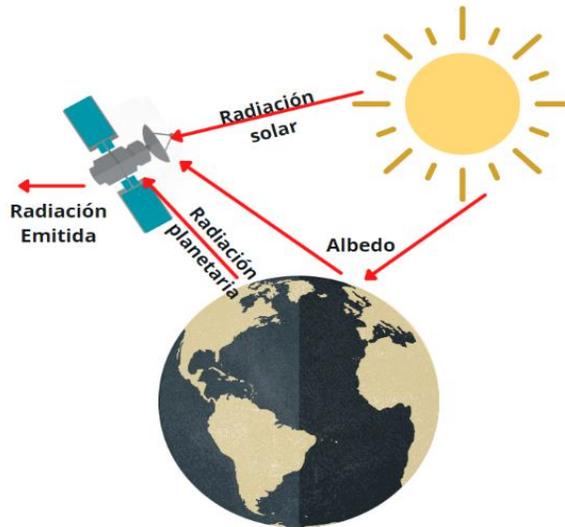


Figura 1. Cargas de radiación en un satélite.

Radiación solar

El Sol es la fuente de calor principal que afecta a un satélite, la distribución espectral de la radiación se aproxima a un cuerpo negro con una temperatura de 5,762 Kelvin. Cerca de la Tierra el valor nominal de energía solar que irradia es aproximadamente de $1,366.1 \text{ W/m}^2$ según la norma ISO 21348 (2007), este valor de energía solar es aceptado por la comunidad espacial, sin embargo, no es constante. La primera razón es debido a que el Sol presenta un ciclo de 11 años, por consiguiente, existe una variación de sus manchas solares y la energía que emite varía de acuerdo con su ciclo solar. La segunda razón es debido a que la Tierra presenta una órbita excéntrica, la distancia media entre el Sol y la Tierra varía 1.7 %, por lo tanto, la energía solar que irradia es de $1,321.6 \text{ W/m}^2$ en el apogeo y $1,412.9 \text{ W/m}^2$ en el perigeo según la norma europea ECSS-E-ST-10-04C (2008) (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Albedo

El albedo es la parte de la radiación solar que es reflejada por la superficie y la atmósfera, su influencia en naves espaciales es mayor para órbitas bajas. El coeficiente del albedo es la fracción de radiación solar incidente que se refleja, es variable sobre la superficie del planeta (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Radiación planetaria

La radiación planetaria es una combinación de la radiación emitida por la superficie del planeta y de los gases atmosféricos, es variable a lo largo de su superficie. En el caso de la Tierra

varía según su hora, el océano, zonas pobladas, desérticas, bosques, etcétera (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

2.3. Órbitas

En las misiones espaciales, la órbita es de suma importancia para el desarrollo de la misión, es considerada como la curva generada por un cuerpo celeste que gira entorno a otro, dicha órbita determina el ambiente en el que se encuentra el satélite y las cargas térmicas son función de las características de la órbita como; la orientación, propiedades de la superficie y el tamaño del sistema (Padilla Medina, 2018).

Las órbitas pueden clasificarse principalmente como bajas, medias o altas. Todo depende de las características de la misión, en la Tabla 2 se muestra su clasificación, su altitud y algunas de sus aplicaciones.

Tabla 2. Tipos de órbitas.

Tipo de órbita	Localización	Aplicaciones
Órbita Baja (LEO)	<3000 km <900 km	Todas las aplicaciones
Órbita Media (MEO)	De 3000 km a GEO	Comunicaciones, Navegación, etc.
Órbita altamente elíptica (HEO)	Perigeo en LEO y Apogeo cerca de GEO	Comunicaciones
Órbita Geoestacionaria (GEO)	35,856 km	Comunicaciones y meteorológicos

Las órbitas más comunes para satélites de monitoreo del medio ambiente son las geoestacionarias y las polares. Es posible tener otra clase de órbitas, como las órbitas de Molniya que se usan comúnmente para satélites soviéticos.

En la Figura 2 podemos observar los diferentes tipos de órbitas con excepción de las Molniya, posteriormente se explican más detalles las órbitas mencionadas.

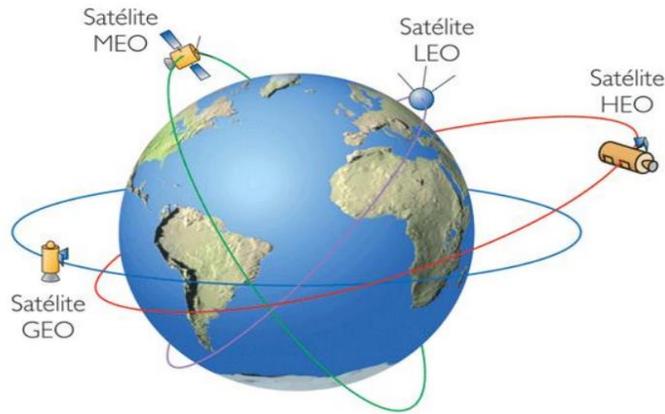


Figura 2. Tipos de órbitas (Mazkieran Ramirez, 2011).

Órbita Baja (LEO)

Los satélites con órbitas LEO (“Low Earth Orbit”, Órbita Terrestre Baja) son aquellos que operan en altitudes alrededor de 1,000 km sobre la superficie de la Tierra, en órbitas casi circulares y cuyos planos orbitales pueden tener cualquier inclinación con relación al plano ecuatorial, su periodo orbital está entre 100 y 113 minutos.

El límite superior de altura para estos satélites debe ser suficientemente bajo para evitar los niveles más intensos de radiación en el interior del primer cinturón de Van Allen se extiende, aproximadamente, desde los 1,000 km hasta los 6,000 km y lo suficientemente alto para evitar algún tipo de fricción atmosférica que ocasione desaceleración en el satélite.

Comúnmente se utilizan para experimentación científica como la Estación espacial internacional, para observación astronómica, observación terrestre, comunicaciones y órbitas de aparcamiento, en la Tabla 3 se presentan las ventajas y desventaja de las órbitas LEO (Ramón Martínez, 2010).

Tabla 3. Órbita LEO (Ramón Martínez, 2010).

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> • Uso eficiente del espectro • No requiere redundancia de satélite • Tiempo de revisita reducido • Cobertura global en caso de constelación • Retardos mínimos (<10 ms) 	<ul style="list-style-type: none"> • Gran constelación de satélites • Señal variable • Desviación Doppler • Visibilidad breve y elevación variable • Muchos eclipses • Reemplazo de satélites

La redundancia de satélites implica aquellos sistemas en los que se repiten datos o hardware que se quiere asegurar con un sistema de protección y fiabilidad en caso de posibles fallos, esto permite obtener una alta fiabilidad. El tiempo de revisita, se refiere a la periodicidad con que un sensor o dispositivo capta imágenes de una misma zona e indica el tiempo de paso del satélite sobre la vertical de un punto.

Las orbitas LEO permiten la creación de constelaciones de satélites, es decir, un grupo de satélites que trabajan juntos como un único sistema.

El efecto Doppler consiste en la variación en la longitud de onda de cualquier tipo de onda emitida y recibida en movimiento, en los satélites es comúnmente este efecto en su transmisión de telecomunicaciones.

Órbita Media (MEO)

Los satélites con órbitas MEO (“Medium Earth Orbit”, Órbita Terrestre Media) son aquellos que operan en altitudes alrededor de 3,000 km sobre la superficie de la Tierra hasta las órbitas de GEO, su periodo orbital está en un promedio de 12 horas aproximadamente. Sus aplicaciones son para observación, defensa, posicionamiento, GPS, etcétera. En la Tabla 4 se presentan sus ventajas y desventajas.

Tabla 4. Órbita MEO (Ramón Martínez, 2010).

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> • Cobertura global en caso de constelación • Menores pérdidas que GEO • Terminales de tamaño medio • Retardos medios (<100 ms) • Uso eficaz del espectro 	<ul style="list-style-type: none"> • Gran constelación • Señal variable • Efecto Doppler • Visibilidad breve • Muchos eclipses • Basura espacial

Órbitas elípticas (HEO)

Las órbitas elípticas utilizan el achatamiento de la Tierra como ventaja, típicamente tienen un periodo orbital de 12 horas aproximadamente. Son utilizadas principalmente para comunicaciones y observación espacial. En la Tabla 5 se presentan sus ventajas y desventajas (Agencia Espacial Mexicana).

Tabla 5. Órbita HEO (Ramón Martínez, 2010).

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> • Cobertura en zonas polares • Mayor ángulo de elevación • Menor coste de lanzamiento • No requiere satélite de reserva 	<ul style="list-style-type: none"> • No da cobertura global • Perdidas de enlace grande • Retardo considerable • Efecto Doppler • Cruce de cinturones de Van Allen en perigeo • Sensibilidad a la asimetría de la Tierra

Órbitas geoestacionarias (GEO)

Una órbita geoestacionaria (GEO = geosincronizada) es aquella en la que el satélite siempre está en la misma posición con respecto a la Tierra, se encuentran a una altura aproximada de 36,000 km, esto hace que el periodo orbital sea igual al periodo de rotación de la Tierra, es decir, al orbitar al mismo ritmo y dirección que la Tierra hace que el satélite este estacionario (sincronizado con respecto a la rotación de la Tierra) (National Aeronautics and Space Administration, 2020).

Los satélites geoestacionarios proporcionan un panorama de observación muy amplio permitiendo estudiar eventos meteorológicos. Son utilizados especialmente para observar tormentas locales severas y ciclones tropicales. En la Tabla 6 se presentan sus ventajas y desventajas.

Tabla 6. Órbita GEO (Ramón Martínez, 2010).

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> • Estabilidad de la señal • Doppler mínimo • Interferencias predecibles • Cobertura de zonas pobladas • Buena visibilidad 	<ul style="list-style-type: none"> • No cubre zonas polares • Perdida de enlace • Retardo considerable • Alto costo de lanzamiento • Eclipses • Basura espacial • Poca fiabilidad en móviles • Costo elevado en uso del satélite.

Órbita polar

Los satélites que vuelan en órbitas polares proporcionan una visión más global de la Tierra, girando cerca del polo y orbitando a una altura aproximada de 700 a 800 km, estos satélites cubren de mejor forma las partes del mundo más difíciles de cubrir (National Aeronautics and Space Administration, 2020).

Estos satélites operan en una órbita sincronizada con el Sol, es decir, el satélite pasa cada día por el ecuador y latitud a la misma hora solar local a lo largo de todas las estaciones del año. Esta característica permite recoger datos en horas consistentes, así como comparaciones a largo plazo. El plano orbital de una órbita sincronizada con el Sol debe también rotar aproximadamente un grado al día para mantenerse con respecto a la Tierra (National Aeronautics and Space Administration, 2020).

Elementos orbitales

Las características de una órbita se agrupan en 6 parámetros fundamentales los cuales nos ayudan a definir las, estos parámetros se pueden observar en la Figura 3 y de describe cada uno de estos (Moraño Fernández, 2018).

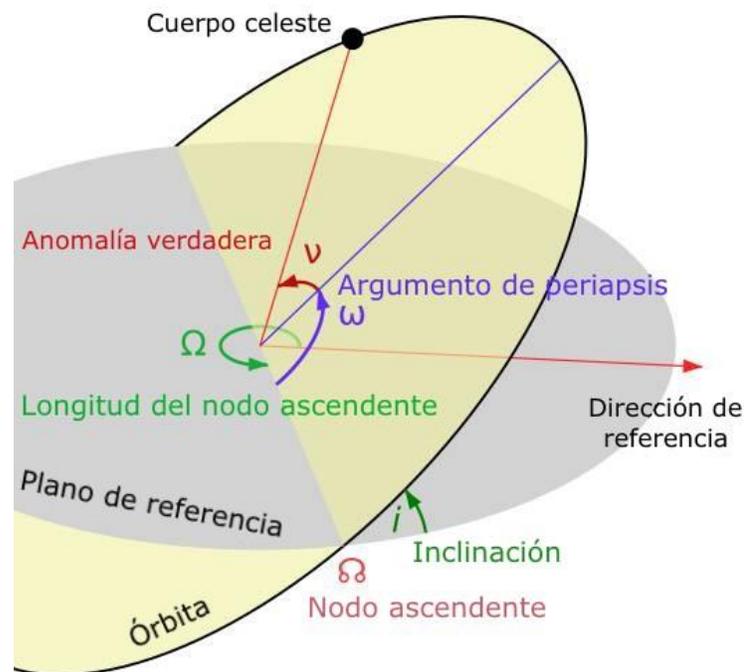


Figura 3. Elementos orbitales (Arboleya, 2015).

1. **Semieje mayor (a):** Describe el tamaño de la elipse.
2. **Excentricidad (e):** Describe la forma de la elipse.
3. **Inclinación (i):** El ángulo entre el vector de momento angular y el vector unitario en la dirección Z.
4. **Ascensión recta del nodo ascendente (Ω):** El ángulo desde el equinoccio de primavera hasta el nodo ascendente. El nodo ascendente es el punto donde el satélite pasa por el plano ecuatorial moviéndose de sur a norte. La ascensión recta se mide como una rotación hacia la derecha sobre el polo Z.
5. **Argumento del periapsis (ω):** El ángulo del nodo ascendente al vector de excentricidad medido en la dirección del movimiento del satélite. El vector de excentricidad apunta desde el centro de la Tierra hacia el perigeo con una magnitud igual a la excentricidad de la órbita.
6. **Anomalía verdadera (v):** El ángulo del vector de excentricidad al vector de posición del satélite, medido en la dirección del movimiento del satélite. Alternativamente, podríamos usar el tiempo desde el paso del perigeo.

2.4. Satélites

La Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio conocida como NASA (por sus siglas en inglés, National Aeronautics and Space Administration) define un satélite como un cuerpo que órbita alrededor de otro cuerpo en el espacio, se clasifican como naturales o artificiales (National Aeronautics and Space Administration, 2018).

2.4.1. Satélites naturales

Un satélite natural es un cuerpo celeste que órbita alrededor de un planeta o de otro cuerpo celeste que no sea una estrella, por ejemplo, la Luna es el satélite natural de la Tierra (National Aeronautics and Space Administration, 2018).

2.4.2. Satélites artificiales

NASA define a los satélites artificiales como elementos realizados por los seres humanos que son puestos en órbita, algunas de sus aplicaciones son; para tomar fotografías de otros planetas, estrellas, comunicaciones, radio, meteorológicos, etcétera. Estos satélites están

conformados por diversos componentes internos denominados subsistemas los cuales se encargan del éxito de una misión espacial, estos subsistemas se explican a detalle en la Sección 2.6. Configuración de los Satélites.

Los satélites artificiales comúnmente se clasifican de acuerdo con su masa, en la Tabla 7 se muestra la su clasificación.

Tabla 7. Clasificación de nanosatélites.

Clasificación	Masa kg
Estándar	>1,000
Mini	100-1,000
Micro	10-100
Nano	1-10
Pico	1-0.1
Femto	<0.1

Los satélites son importantes debido a que permiten la recopilación de datos del espacio de forma más precisa, por ejemplo, los telescopios que se encuentran en la superficie terrestre toman imágenes con menor resolución debido a la interferencia atmosférica, en comparación a los satélites que se encuentran fuera de la atmósfera, estos permiten la toma de imágenes de mejor resolución, también ayudan a recopilar datos de la Tierra de forma más rápida que los instrumentos terrestres. Los satélites artificiales son de gran importancia para los países por sus diversas aplicaciones, como se mencionó anteriormente en este trabajo se hace referencia a un nanosatélite tipo CubeSat 3U.

2.5. CubeSat

El desarrollo de instrumentación espacial ha incrementado en la última década con el interés de desarrollar sistemas espaciales de menores dimensiones, esto implica un menor costo en los proyectos, menor consumo de potencia y el uso de componentes comerciales, en consecuencia, fue creado el concepto de CubeSat por la Universidad de Standford y la Universidad Estatal Politécnica de California en 1999. Los CubeSat son una clase de nanosatélites que utilizan un tamaño y factor de forma estándar, tienen la forma de un cubo de

dimensiones 10 x 10 x 10 cm, los cuales se pueden ampliar combinando esta unidad denominada 1U, de esta forma podemos tener configuraciones de 2U, 3U, 4U, 6U e incluso 12U, como se muestra en la Figura 4 donde podemos visualizar como son estas configuraciones de acuerdo con su clasificación (National Aeronautics and Space Administration, 2015).

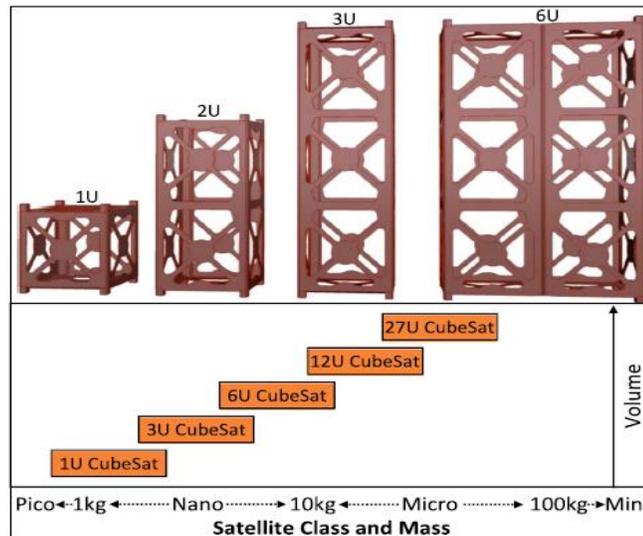


Figura 4. Clasificación de los CubeSat por unidad (National Aeronautics and Space Administration, 2015).

Este concepto proporcionar una plataforma para la educación espacial, los CubeSat permiten un acceso recurrente y barato al espacio, con gran variedad de lanzaderas y cohetes espaciales. La estandarización de los CubeSat permite el uso de componentes electrónicos comerciales para sus subsistemas.

El primer CubeSat fue lanzado en el año 2003 y solo 9 años después el CubeSat 100 fue puesto en órbita. Hasta el momento en agosto del 2022 han lanzado 1897 nanosatélites tipo CubeSat de los cuales 4 han sido misiones interplanetarias, estos nanosatélites se lanzaron como representación de universidades, agencias espaciales y defensa nacional de sus respectivos países. En la Figura 5 podemos observar cuantos nanosatélites han sido lanzados a órbita, cuantos lanzamientos fallidos y los anunciados, además de una predicción en los próximos 3 años.

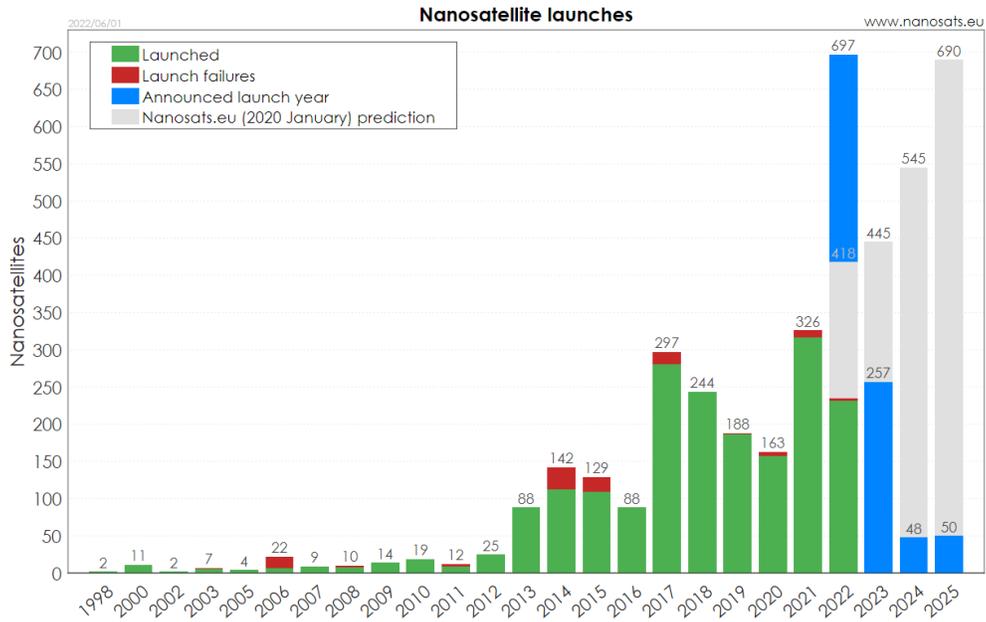


Figura 5. Nanosatélites lanzados a órbita. (Nanosats Database, 2022).

2.6. Configuración de los satélites

Los satélites están conformados por varios subsistemas que permiten el éxito de su misión, generalmente se componen por los subsistemas mostrados en la Figura 6. Cada uno de estos componentes tiene un objetivo específico el cual ayuda a la misión general, los subsistemas cuentan con requerimientos y especificaciones independientes a la misión, sin embargo, cabe mencionar que existe una interrelación entre ellos.

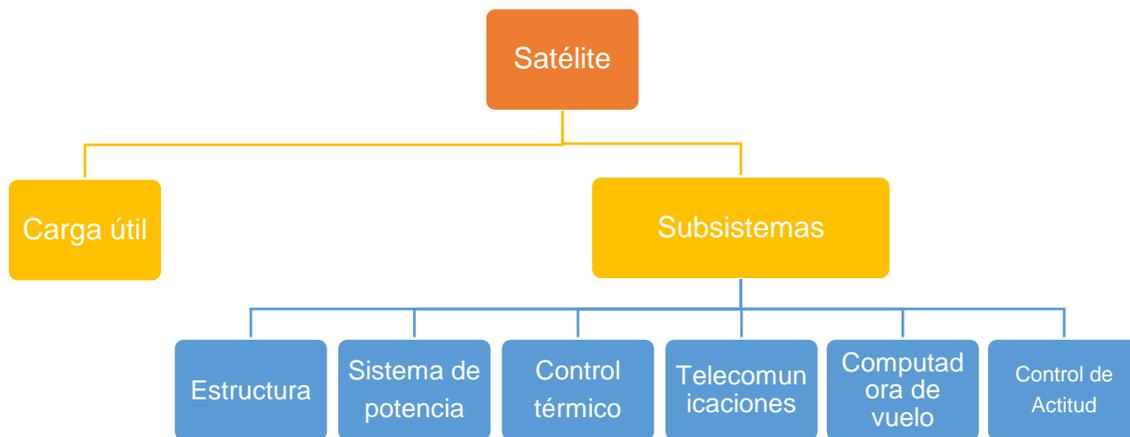


Figura 6. Subsistemas de un nanosatélite.

Como se mencionó anteriormente cada uno de los subsistemas tienen una relación entre ellos, en la Figura 7 podemos observar el diagrama de las interfaces entre los subsistemas de un satélite, es importante observar esta relación para una correcta selección de los subsistemas.

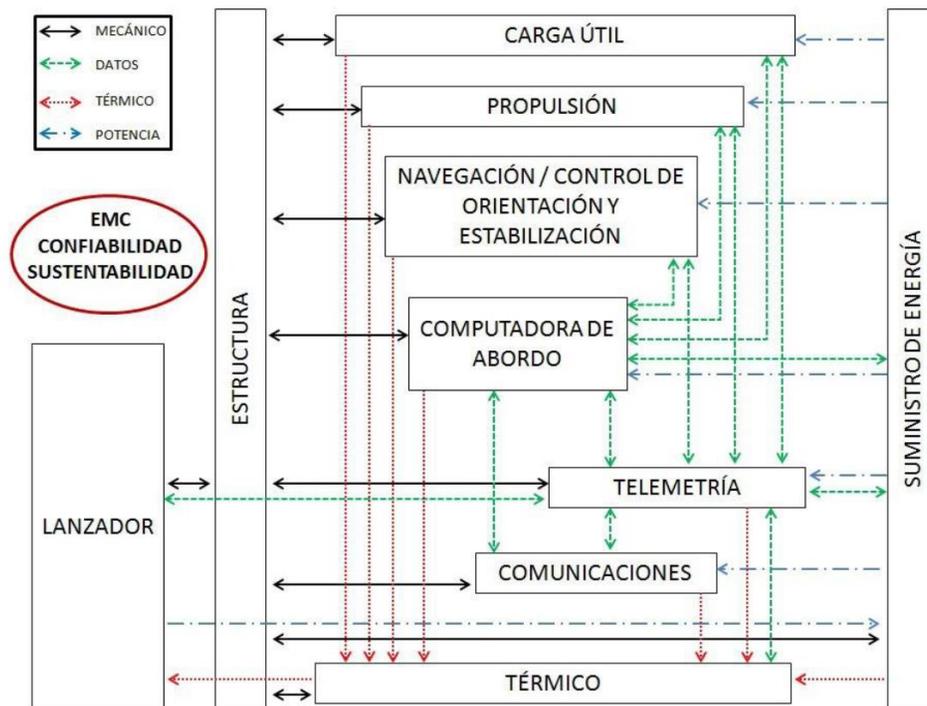


Figura 7. Diagrama de interfaces de los subsistemas (Otero Montaudon, 2013).

Este trabajo analiza el subsistema de control térmico, podemos observar en la Figura 7 que existe una interacción con todos subsistemas restantes, incluso con el lanzador del nanosatélite. La comunicación con los diversos grupos de trabajo que manejan cada subsistema es indispensable, con la finalidad de cerciorarnos que el control térmico cumpla con sus objetivos sin interferir a los demás componentes.

2.6.1. Carga útil

La carga útil es la parte instrumental cuya función es alcanzar los objetivos de la misión del satélite, dicha carga puede ser desde cámara para la toma de imágenes espaciales, comunicaciones, así como instrumentos con sensores o placas electrónicas para la adquisición de datos, etcétera. La carga útil es un componente principal que afecta el diseño y el acomodo

de los componentes, por ejemplo, las cámaras necesitan a menudo de un campo de visión, precisión, estabilidad y aislamiento térmico. Este subsistema tiene una relación mecánica directa con la estructura de montaje debido a que debe ser rígida y proporcionar una ruta de carga a la estructura principal del satélite (Gasser F., Nader, & Ahmed H., 2013).

2.6.2. Estructura

Este subsistema es el encargado de sujetar todos los subsistemas internos del satélite, además debe ser la ruta de carga principal entre los componentes y el vehículo de lanzamiento, es decir, es el que lleva las cargas principales como: momentos flectores, cargas axiales, torsión, cargas dinámicas, impacto, etcétera.

Este subsistema suele sufrir de distorsiones estructurales que deben minimizarse, estos son ocasionados por: vibraciones durante su órbita, los efectos de radiación térmica, fluencia del material o desplazamientos de las juntas durante su lanzamiento. Es recomendable realizar la estructura rígida lo que evita los problemas de vibración y efectos de deformación durante el lanzamiento. La selección correcta del material de la estructura nos permite controlar los efectos de la deformación térmica y entre otras características son; rendimiento, costo, rigidez, densidad, etcétera. En la Tabla 8 podemos observar algunos materiales espaciales utilizados para la estructura (Gasser F., Nader, & Ahmed H., 2013).

Tabla 8. Materiales estructurales espaciales.

Materiales	Ventajas	Desventajas
Aleaciones de aluminio (6061-T6 y 7075-T7)	Buena relación resistencia-peso, buena ductilidad, fácil de maquinar, bajo costo	Baja dureza, baja relación resistencia-volumen y alto coeficiente de expansión térmica.
Aleaciones de titanio (Ti-6Al-4V)	Muy alta resistencia, resistencia a altas temperaturas, buena relación resistencia-peso, resistencia a la corrosión y bajo coeficiente de expansión térmica.	Difícil de maquinar, baja tenacidad a la fractura
Berilio	Alta rigidez, Bajo coeficiente de expansión térmica.	No es isotrópico esto implica que tiene baja ductilidad y tenacidad a la fractura en la dirección del grano corto. Alto costo, difícil de mecanizar.
Acero	Alta resistencia, dureza y ductilidad. Resistencia al desgaste, fácil de maquinar.	No tiene buena estabilidad estructural, baja resistencia al pandeo.

Con el paso de los años los materiales compuestos han abarcado un mercado más amplio en la industria aeroespacial, debido a que consisten en una matriz metálica o epoxi, y un refuerzo de fibras que pueden ser carbono, grafito, fibra de vidrio, etcétera. Estos materiales presentan buena resistencia a cargas de cizallamiento por flexión, buena rigidez y son de baja densidad.

La estructura del Nanosatélite tipo CubeSat, es el encargado de tener la conexión con el lanzador, debido a que consta de 4 rieles para colocarlo en un P-POD el cual es un sistema de implementación estándar que garantiza que todos los desarrolladores de nanosatélites tipo CubeSat cumplan con los requisitos físicos como se observa en la Figura 8. El P-POD es una interfaz entre el vehículo de lanzamiento y el nanosatélite, utiliza un diseño tubular, minimiza las posibles interacciones con las cargas útiles principales en un vehículo de lanzamiento encerrando el CubeSat y requiriendo que se lancen en un estado inactivo.



Figura 8. Poly Picosatellite Orbital Deployer abreviado P-POD (Duarte Muñoz, El estandar CubeSat, 2016).

2.6.3. Subsistema de potencia

El subsistema de potencia es el encargado de captar, almacenar, regular y controlar el suministro de energía de los subsistemas dentro del satélite, principalmente a través de la energía solar, la cual es captada por medio de celdas solares. El diseño de este subsistema está influenciado por los requerimientos energéticos de la carga útil y los demás subsistemas, además de su altitud orbital, ángulo del Sol y método de control de actitud (Gaviria Arcila, 2014).

Para satélites pequeños normalmente se emplean paneles solares desplegados, debido a que este tipo de satélites tiene un área superficial reducida, los paneles desplegados están

guardados durante el lanzamiento del satélite, una vez puestos en órbita estos se despliegan para poder captar la energía solar (Gasser F., Nader, & Ahmed H., 2013).

La ubicación para la batería depende del peso, la sensibilidad a la temperatura y el cableado. Debido a que las baterías tienen un peso considerable, se ensamblan lo más cercano a la interfaz del vehículo de lanzamiento. Las baterías necesitan una ubicación con una temperatura uniforme de aproximadamente 5 a 20 °C para maximizar la profundidad de descarga, por consiguiente, debe protegerse de la exposición directa del Sol o la Tierra. Otra recomendación es colocar el banco de baterías cerca de los subsistemas que consumen más energía y de los paneles solares con la finalidad de minimizar pérdidas de peso del cableado (Gaviria Arcila, 2014).

2.6.4. Telecomunicaciones

El subsistema de telecomunicaciones y telemetría permite el envío y recepción de datos por la carga útil a la estación terrena. Dicha transmisión de datos se realiza a través de instrumentos de radio frecuencia, como son las antenas receptoras y transmisoras. Los amplificadores de potencia de las antenas de comunicaciones deben estar lo más cercano posible entre el módulo de electrónica y la antena con la finalidad de reducir pérdidas de señal (Gasser F., Nader, & Ahmed H., 2013).

2.6.5. Computadora de vuelo

La computadora de vuelo es el centro neural de un satélite, es el encargado de coordinar las funciones de la misión, esto conlleva desde la obtención de datos, monitoreo del satélite, control de las operaciones, entre otras. Al realizar la selección de este subsistema se debe contemplar que tiene la capacidad suficiente para llevar a cabo todas las tareas con rapidez y precisión. Es recomendable buscar computadoras de vuelo con las siguientes características: herencia de vuelo debido a que proporcionan confiabilidad, la tolerancia a la radiación, compatibilidad con los sistemas de comunicaciones, tolerancia a fallas, bajo consumo, resistencia mecánica por fuerzas vibratorias y de choque. En la Figura 9 podemos visualizar algunos ejemplos de computadoras de vuelo de nanosatélites (Duarte Muñoz, Desarrolla tu misión CubeSat , 2020).



Figura 9. Computadora de vuelo (Duarte Muñoz, Desarrolla tu misión CubeSat , 2020).

2.6.6. Control de actitud

Este subsistema permite determinar el control de posición del satélite, mediante elementos de control pasivo, sensores, algoritmos de control y actuadores. El control de actitud permite mantener el satélite en su órbita además de estabilizarlo en el caso de toma de imágenes, para el control de posición se recomienda que el centro de masa del satélite este lo más cercano a su centro de presión, que es el centroide del área proyectada del satélite. En caso de usar magnetómetro debe instalarse a suficiente distancia de los componentes que generen campos magnéticos como las ruedas de reacción, el magnetorque y los actuadores ADCS. La alineación es muy importante para los sensores ADCS (Gasser F., Nader, & Ahmed H., 2013).

2.6.7. Control térmico

Los componentes de una nave espacial o satélite presentan un rango de temperatura el cual debe mantenerse para un correcto funcionamiento. Las temperaturas son reguladas por controles térmicos activos, pasivos o combinación de ambos. Los desafíos del control térmico derivan de cuatro propiedades intrínsecas:

- Baja masa térmica
- Área de superficie externa limitada
- Volumen limitado
- Potencia limitada (Control activo)

Los instrumentos espaciales tienen un rango de temperatura que les permite un funcionamiento adecuado durante la misión. Las temperaturas en los satélites son reguladas por medios de un control activo o pasivo.

2.7. Materiales espaciales

La selección de materiales es de primordial importancia cuando se consideran las estructuras de las naves espaciales pequeñas. Deben cumplirse los requisitos tanto de propiedades físicas (densidad, expansión térmica y resistencia a la radiación) como de propiedades mecánicas (módulo, resistencia y tenacidad). La fabricación de una estructura típica implica tanto materiales metálicos como no metálicos, cada uno de los cuales ofrece ventajas y desventajas. Los metales tienden a ser más homogéneos e isotrópicos, lo que significa que las propiedades son similares en todos los puntos y direcciones. Los no metales, como los compuestos, no son homogéneos lo que significa que las propiedades se pueden adaptar a las cargas direccionales. En la Tabla 9 se presentan algunos de los materiales más utilizados por la industria espacial (National Aeronautics and Space Administration, 2021).

Tabla 9. Materiales de uso espacial (Rodríguez, 2011).

Material	Aplicación
Aleaciones de aluminio 7075, 7050	Se emplean en revestimientos de sándwiches, soportes, elementos de unión, elementos estructurales, etc.
Al-Mg (5052, 5056)	Núcleos de sándwiches
Aluminio (6061)	Soportes, elementos de unión, elementos estructurales
Acero para temple y revenido (AISI 4137)	Tornillos, tuercas, arandelas, engranajes y cojinetes
AISI 420, 431 y 440C	Cojinetes, rotulas, rodamientos y tuberías
Acero endurecido por precipitación en fase martensítica (17-7-PH, 15-5-PH, 17-4-PH y A286)	Elementos de unión y muelles
Aleación de titanio (IMI 318 y IMI550)	Soportes, rigidizadores, elementos de mecanismos, tanques, elementos de fijación
Aleaciones de cobre (CA 510)	Elementos de mecanismos, muelles y roscas postizas
INCONEL 600, 718 y X-750 MONEL 400 y K500	Elementos de mecanismos y elementos de unión.

Capítulo 3 Estado del arte

Objetivo: Dar a conocer las tesis y referencias encontradas durante el estudio del sistema de control térmico de un nanosatélite.

Alcance: Este capítulo va a presentar las tesis consultadas, así como los sistemas de control térmicos utilizados actualmente para monitorear y controlar la temperatura en los nanosatélites.

J. Wang, Li (2021) define un sistema de control térmico (TMS) como "un subsistema para una nave espacial que mantiene las propiedades térmicas a bordo, como la temperatura, la diferencia de temperatura y la humedad dentro de los requisitos de diseño". (Wang, Li, Liu, Shen, & Zhang, 2021).

3.1. Sistemas pasivos

Los sistemas de control térmico pasivo no requieren de potencia eléctrica para la regulación térmica. Estos sistemas presentan ventajas en el bajo costo, volumen, peso y riesgo, debido a su simplicidad, además de ser altamente fiables. Algunos ejemplos de control térmico pasivo son la integración de aislamiento multicapa, revestimientos térmicos, acabados superficiales, tubos de calor, parasoles, etcétera (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Existen metodologías de diseño que ayudan a gestionar las cargas térmicas, esto incluye elementos de diseño estructural y eléctrico que ayuden a mejorar la transferencia de calor por conducción, reduciendo las temperaturas de los componentes (National Aeronautics and Space Administration, 2020).

- Uniones estructurales aisladas térmicamente, consisten en apilar múltiples arandelas con baja conductividad térmica entre los sujetadores y superficies unidas para limitar la transferencia de calor por conducción en lugares específicos.
- Diseños de placas de circuito que incluyen capas de cobre conectadas por vías que conducen el calor de los componentes eléctricos a través de estas a sus conectores o puntos de conexión estructural.

Películas, recubrimientos y aislamiento térmico

El aislamiento térmico se utiliza como una barrera contra la radiación térmica del flujo solar o para evitar la disipación de calor por radiación no deseada. Se utiliza habitualmente para

mantener los intervalos de temperatura de la electrónica y las baterías, así como para cargas biológicas (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

La absorptividad solar gobierna la cantidad de flujo solar incidente que absorbe una nave espacial, mientras que la emisividad IR determina que tan bien una nave espacial emite su energía térmica al espacio, en relación con un emisor de cuerpo negro perfecto, y que fracción de radiación térmica de fuentes IR son absorbidos por la superficie de la nave. Estas son propiedades ópticas de la superficie de un material y pueden ser modificadas por medio de recubrimientos especializados, acabados superficiales o cintas adhesivas con sus propios recubrimientos específicos (National Aeronautics and Space Administration, 2020).

Al considerar las propiedades ópticas se pueden clasificar las superficies de control térmico en cuatro:

Reflector solar: Los reflectores solares se caracterizan por valores pequeños de la relación entre la absorptividad y emisividad de los materiales, comúnmente expresada como α/ϵ . Los reflectores solares reflejan la mayor parte de la energía solar incidente mientras absorben y emiten energía infrarroja. Los materiales típicos son las pinturas blancas, con valores de absorptividad de 0.20 y emisividad de 0.90 aproximadamente.

Absorbente solar: Absorben la energía solar mientras emiten solo un pequeño porcentaje de energía infrarroja, se caracteriza por valores altos de la relación α/ϵ .

Reflector total: Reflejan energía en todo el rango espectral, estos materiales no son comunes, y actualmente se obtienen reflectores totales con metales muy pulidos o con pinturas pigmentadas con escamas de metal. Estos tratamientos superficiales se utilizan para desacoplar térmicamente una parte de la nave espacial.

Absorbente total: Absorben todo el rango espectral y gran cantidad de la energía solar, son comúnmente a partir de pinturas negras y tiene un comportamiento parecido al cuerpo negro. Un enfoque alternativo es el anodizado el cual logra una protección contra la corrosión y brinda un recubrimiento con las propiedades deseadas. El interior de muchas naves espaciales tiene un acabado negro porque ayuda a distribuir el calor y proporciona temperaturas uniformes.

El MLI (Multi-Layer insulation) consta de capas de escudos altamente reflectantes, cada capa consta de espesores delgados y pueden ser de Mylar o Kapton, cuentan con una cubierta de aluminio depositado en vapor provocando que sean altamente reflectantes y de baja emisividad. El MLI es delicado y su rendimiento disminuye si se comprime, por lo tanto, se debe

usar con precaución o evitarse por completo en el exterior de satélites pequeños que encajan en un P-POD, razón por la cual el MLI no es recomendado para naves pequeñas, sin embargo, es útil en naves de mayor tamaño. El MLI comúnmente se encuentra como se muestra en la Figura 10 (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).



Figura 10. Mylar (Connor, 2019).

Para la parte interna de la nave espacial no se recomienda el uso de MLI, a menudo se reemplazan por una variedad de cintas o recubrimientos de baja emisividad que funcionan igualmente bien, permitiendo tener menos volumen y un costo menor. Comúnmente se utilizan cintas de etileno propileno fluorado (FEP) plateadas, ofrecen rendimiento como revestimientos de radiadores, reflejando la energía solar incidente y emitiendo energía térmica de la nave espacial. Dichas cintas deben ser tratadas con cuidado para mantener las propiedades ópticas, teniendo además como inconveniente la adherencia a las superficies curvas (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Los recubrimientos superficiales suelen ser menos delicados y más apropiados para el exterior de una nave espacial pequeña que se despliega de un lanzador. Según Touloukian (1972) existen tres tipos de recubrimientos:

- a) Recubrimientos de pigmentos.
- b) Recubrimientos de contacto
- c) Recubrimientos de conversión

Se utilizan pinturas de silicona y poliuretano con cargas de carbono o pigmentos de óxido de zinc. Para evitar que las superficies se carguen eléctricamente se utilizan; películas de Kapton (Poliimida), Teflón, Mylar o espejos reflectantes como son el cuarzo, GaAs o dióxido de silicio con recubrimiento dióxido de estaño indio (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Correas térmicas – pasivas

Las correas térmicas flexibles se han convertido en una forma conveniente de controlar la temperatura en las naves espaciales pequeñas, debido a que permiten reducir masa y rigidez entre componentes. Space Dynamics Laboratory (SDL) fue pionero en las correas térmicas flexibles sin soldadura, epoxi u otros materiales de relleno. La empresa SDL cuenta con un proceso de fabricación optimizado para el control de contaminación, realiza las correas térmicas con láminas de aluminio, cobre o grafito pirolítico. En la Figura 11 se puede observar una correa térmica comercial (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

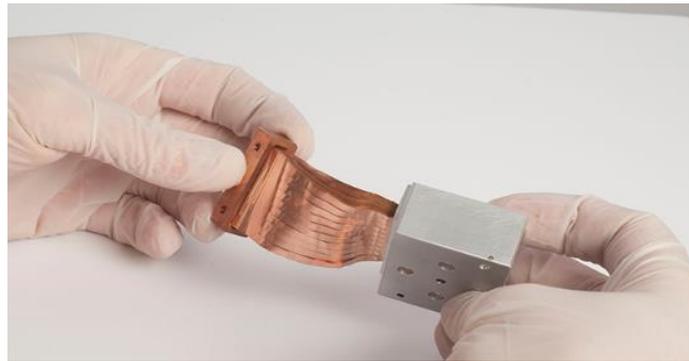


Figura 11. Correa térmica (Space Dynamics Laboratory, s.f.).

Persianas térmicas

NASA desarrolló una persiana térmica pasiva la cual utiliza resortes bimetálicos para controlar la posición de los resortes con expansión, abriendo las rejillas y modificando la emisividad promedio de la superficie externa (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Matrices solares desplegadas

Los paneles solares desplegados también pueden proporcionar una ventaja de diseño térmico, ya que las células solares montadas lejos del cuerpo de un pequeño satélite permiten revestimientos superficiales optimizados para proporcionar un control térmico mejorado, así como un enfriamiento del sistema. Además, los paneles solares desplegados podrían irradiar una parte trasera de alta emisividad / baja absorción solar para mejorar la gestión térmica del sistema (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Los acabados superficiales para control térmico están sometidos a cargas térmicas y mecánicas lo que ocasiona que puedan sufrir una degradación irreversible, por consiguiente, provocan un aumento en la absorción solar. La causa principal de la degradación óptica es la

contaminación generada por el satélite o el vehículo de lanzamiento, son los contaminantes por el propulsor o la desgasificación de los materiales (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

La radiación ultravioleta y partículas cargadas de alta energía son otra fuente de degradación de los recubrimientos térmico. El Sol es la fuente dominante de radiación ultravioleta, debido a esta radiación, los vidrios sufren de solarización lo que provoca que se vuelvan marrones. Los revestimientos sufren de un cambio en las características de absorción espectral (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Paneles de radiador desplegados

Los paneles de radiador desplegados son tecnologías implementadas por medio de aleaciones de metales con memoria de forma, se hace referencia a ellas como persianas accionadas de forma pasiva, se han implementado en CubeSat como el Dellinger en el 2018.

Este sistema de control se activa de forma pasiva con el cambio de temperatura lo que permite modificar las propiedades ópticas de la superficie, permitiendo que el satélite alcance temperaturas de estado estable en configuraciones parcialmente abiertas según lo exijan las condiciones térmicas y también ocupa un factor de forma muy pequeño. (Cannon & Mulford, 2022)

3.2. Sistemas activos

Los métodos de control térmico activos utilizan potencia de entrada para funcionar y se ha demostrado que son más efectivos para mantener un control de temperatura en el satélite más estricto para cargas de calor más altas.

En naves espaciales pequeñas se utilizan comúnmente para dispositivos sensibles como baterías, cámaras y dispositivos electrónicos. Los sistemas activos se emplean cuando un sistema pasivo no es suficiente para la gestión térmica, se conectan calentadores de resistencia eléctrica, enfriadores termoeléctricos y enfriadores criogénicos a equipos específicos para mantener las temperaturas dentro de los requerimientos (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).

Radiadores

Los radiadores expulsan la energía térmica residual de las naves espaciales a través de superficies radiantes. Estos sistemas pueden tomar diferentes configuraciones y la potencia

radiante depende de la emisividad y la temperatura de su superficie, por lo tanto, la mayoría de los radiadores tiene acabados superficiales con alta emisividad infrarroja para maximizar el rechazo de calor y baja absorptividad para limitar las cargas de calor del entorno (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Los radiadores se pueden clasificar como pasivos y activos, el primero realiza la conexión entre la fuente de calor y la superficie del radiador por contacto directo, su ventaja principal es la sencillez y se emplean para el enfriamiento de lentes y de detectores de infrarrojos en el rango de temperaturas criogénicas (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Los radiadores activos se establecen por lazos de fluidos o mediante bucles de fluido, estos requieren de energía para bombear el fluido. El fluido intercambia calor con las superficies radiantes mientras se enfría. Generalmente se emplea un fluido de dos fases que entra en un panel de tubos en fase de vapor y sale como líquido condensado. Debido a su gran capacidad para eliminar las cargas de calor, estos radiadores activos normalmente se utilizan para disipar el calor residual en los sistemas de energía de las naves espaciales (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Para los nanosatélites tipo CubeSat se pueden emplear radiadores desplegables, similares a los paneles, los cuales se encuentran en la estructura resguardados de tal forma que no interfieran con el P-POD, una vez puestos en órbita los radiadores son desplegados como se muestran en la Figura 12. Es un Nanosatélite tipo CubeSat realizado por NASA el cual presenta una arquitectura térmica activa denominada ATA por sus siglas en inglés (Active Thermal Architectures).

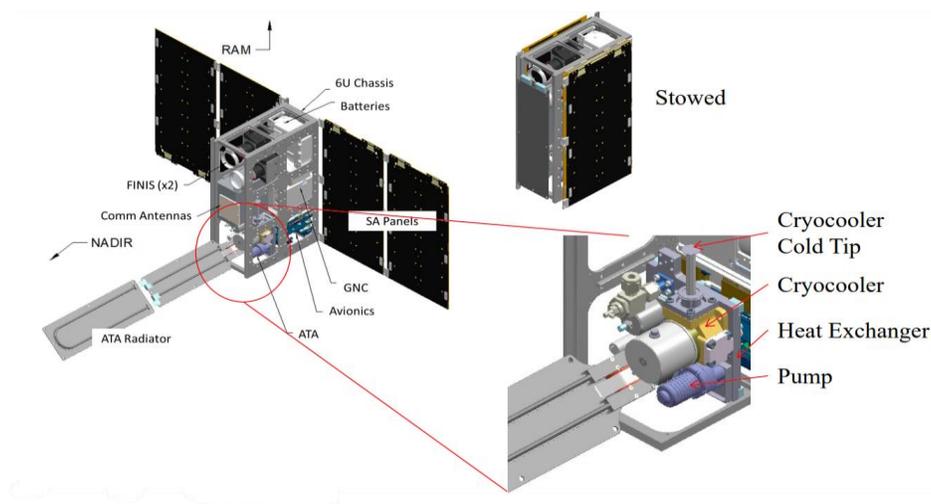


Figura 12. Proyecto ATA de NASA (Anderson & Charles, 2021).

Calentadores

Los calentadores de resistencia eléctrica se utilizan típicamente para mantener la temperatura de la batería durante los ciclos fríos de la órbita y están controlados por un termostato o un sensor de temperatura, los calentadores de resistencia térmica son envueltos en Kapton como se muestra en la Figura 13 (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).



Figura 13. Calentadores por resistencia eléctrica (HOLROYD).

Crio enfriadores

Son dispositivos de refrigeración diseñados para enfriar alrededor de 100 Kelvin o menos. Son utilizado en subsistemas como los sensores IR de alta precisión. La baja temperatura mejora el rango dinámico y extiende la cobertura de la longitud de onda. El uso de enfriadores aumenta la vida útil del instrumento, así como la eficiencia termodinámica. Los instrumentos como los espectrómetros de imágenes, los interferómetros y los sensores MWIR requieren que los crio enfriadores funcionen a temperaturas extremadamente bajas en la Figura 14 podemos observar un Mini enfriador con su controlador (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011).



Figura 14. Mini enfriador K562S (Filis, Haim, Pundak, & Broyde, 2019).

El estudio del sistema de control térmico es de suma importancia, se mencionarán 4 trabajos de investigación que se revisaron para esta tesis, los cuales realizaron un estudio de los sistemas de control para diferentes nanosatélites:

- En el 2013 se realizó un trabajo de tesis titulado “Diseño conceptual del sistema de regulación térmica para un microsatélite” por José Luis Otero Montaudon, este trabajo tiene como objetivo analizar el comportamiento térmico del satélite QUETZAL. La misión del satélite consistió en el monitoreo de contaminantes atmosféricos mediante percepción remota.
- En el 2014 se realizó el trabajo de tesis titulado “Modelado térmico de un micro-satélite. Casi Quetzal” por Dafne Gaviria Arcila, este trabajo tuvo como objetivo el análisis del sistema de regulación térmica mediante análisis numérico y analítico.
- En el 2017 se realizó el trabajo de tesis titulado “Diseño de un sistema de control térmico pasivo para un nanosatélite” por Elizabeth Irineo González, este trabajo tuvo como objetivo diseñar y desarrollar un sistema de control térmico pasivo para un nanosatélite que soporte las condiciones a las que estará sometido el satélite en el espacio durante su vida útil.
- En 2018 se realizó el trabajo de tesis titulado “Análisis del ambiente térmico de un microsatélite considerando un sistema de control térmico basado en un tubo de calor” escrito por Juan Carlos Damián Magaña, este trabajo tuvo como objetivo realizar un análisis del comportamiento térmico de un microsatélite para proponer un sistema de control térmico que permita que los subsistemas del satélite trabajen dentro de su rango operacional.

Capítulo 4 Transferencia de calor

Objetivo: Dar a conocer los métodos de transferencia de calor en el espacio, así como los conceptos matemáticos básicos para la comprensión de dichos fenómenos.

Alcance: Este capítulo va a explicar los conceptos básicos como esfuerzo, deformación, análisis de mecánica de sólidos, análisis térmicos, los conceptos básicos que se van a utilizar al momento del desarrollo analítico del sistema mecánico.

El estudio de transferencia de calor establece que existen tres mecanismos, los cuales se basan en la ley cero de la termodinámica en donde el flujo de energía térmica se mueve de regiones de mayor temperatura a regiones de menor temperatura hasta llegar a un equilibrio. Los tres mecanismos de transferencia de calor son: convección, conducción y radiación.

Los intervalos de temperatura en los que operan los subsistemas del satélite suelen ser estrechos; por lo tanto, se transfiere más calor por conducción a través de la estructura y las uniones que por la radiación dentro de los compartimentos.

4.1. Convección

La transferencia de calor por convección se realiza entre una superficie sólida y un líquido o un gas adyacente que está en movimiento, es el efecto combinado de la conducción y el movimiento de fluidos. La convección se clasifica como convección natural y forzada, dependiendo de la manera en que se inicia el movimiento del fluido.

La convección se rige por la ley de enfriamiento de Newton, la cual observa que la razón de transferencia de calor es proporcional a la diferencia de temperaturas como se muestra en la Ecuación (4.1) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$\dot{Q}_{conv} = -hA_s(T_s - T_\infty) \quad (4.1)$$

Donde

h → Coeficiente de transferencia de calor por convección $W/m^2\text{°C}$

A_s → Área superficial en m^2

T_s → Temperatura de la superficie °C

T_∞ → Temperatura del fluido °C

Como se menciona en la Sección 2.2 debido al ambiente espacial la transferencia de calor por convección no se contempla en satélites debido a la baja densidad atmosférica.

4.2. Conducción

La conducción de calor es la transferencia de energía térmica entre regiones de la materia debido a un gradiente de temperatura, se propaga mediante el contacto entre partículas (electrones libres) de mayor temperatura de un cuerpo y las de otro a menor temperatura. La conducción se da tanto en sólidos como líquidos y gases.

En los líquidos y gases se da por medio de las colisiones y la difusión de las moléculas durante su movimiento aleatorio. Mientras que en los sólidos se debe a la combinación de las vibraciones de las moléculas. La transferencia de calor por conducción se rige por la Ley de Fourier y se calculan a partir del principio de conservación de energía, considerando los parámetros que se muestran en la Figura 15, en donde, establece que la razón de transferencia de calor en el tiempo \dot{Q}_{cond} , para una condición unidimensional en una pared plana, y se define con la Ecuación (4.2) (Cengel & Ghajar, 2011).

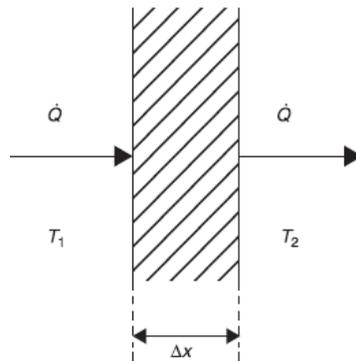


Figura 15. Conducción de calor unidimensional (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

$$\dot{Q}_{cond} = -kA \frac{dT}{dx} \quad (4.2)$$

Donde:

k → Conductividad térmica del material W/m°C

A → Area superficial en m²

dT/dx → Gradiente de temperatura °C/m

Sin embargo, la Ley de Fourier también se aplica para un caso multidimensional y transitoria en geometrías complejas. Una forma más general de la ley para un caso tridimensional se describe en la Ecuación (4.3).

$$\dot{Q}_{cond} = -k \left(\frac{\partial T}{\partial x} u_x + \frac{\partial T}{\partial y} u_y + \frac{\partial T}{\partial z} u_z \right) \quad (4.3)$$

La conductividad térmica del material es una propiedad intrínseca de suma importancia, nos permite tener un criterio para la selección de materiales debido a que mide la capacidad de un material para conducir el calor.

4.3. Radiación

La teoría de la radiación surgió en el año 1864 por el físico James Clerk Maxwell, postuló que las corrientes eléctricas cambiantes dan lugar a campos eléctricos y magnéticos, a esto se le conoce como ondas o radiación electromagnética. La radiación térmica es la energía emitida por la materia que se encuentra a una temperatura distinta de cero. A diferencia de la transferencia de calor por conducción y convección, no requiere de la presencia de un medio material (Incropera & DeWitt, 1999).

La radiación térmica es tan solo uno de los tipos de radiación electromagnética, las ondas viajan a la velocidad de la luz en el vacío, es igual al producto de la longitud de onda y la frecuencia de la radiación, como se muestra en la Ecuación (4.4) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$\lambda = \frac{c}{\nu} \quad (4.4)$$

Donde:

λ → Longitud de onda en metros

c → Velocidad de propagación de una onda m/s

ν → Frecuencia Hz

En 1900 el físico Max Planck propuso que la radiación electromagnética es la propagación de una colecta de paquetes discretos de energía llamados fotones o cuantos, cada fotón se considera que tiene una energía la cual se calcula con la Ecuación (4.5) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$e = h\nu = \frac{hc}{\lambda} \quad (4.5)$$

En esta ecuación h es la constante de Planck y su valor es de 6.626069×10^{-34} Js

Radiación térmica

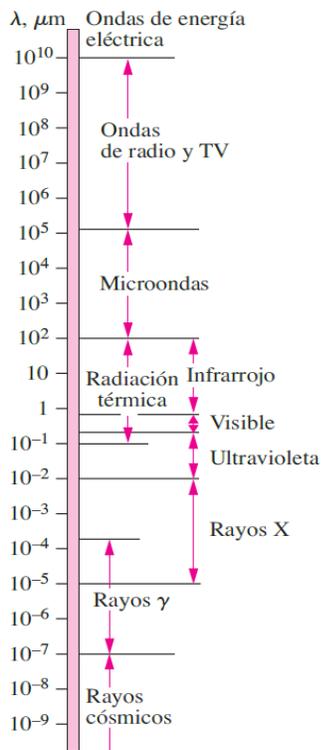


Figura 16. Espectros de ondas electromagnéticas (Cengel & Ghajar, 2011).

El espectro de ondas electromagnéticas depende de su longitud de onda, en consecuencia, se han agrupado en varias categorías como; rayos gamma, rayos X, radiación ultravioleta, luz visible, radiación infrarroja, térmica, microondas y de radio, como se observa en la Figura 16.

La radiación electromagnética que resulta pertinente para la transferencia de calor es la radiación térmica emitida como resultado de las transiciones energéticas de las moléculas, los átomos y los electrones de una sustancia. La radiación térmica se define como la parte del espectro que se extiende alrededor de $0.1 \mu\text{m}$ hasta $100 \mu\text{m}$ (Cengel & Ghajar, 2011).

La naturaleza de la radiación térmica es una de las dos características que hacen que su estudio sea complejo. La segunda está relacionada con su direccionalidad, debido a que, una superficie puede tener ciertas direcciones con preferencia para emitir radiación. Cuando las propiedades no dependen de la dirección, la superficie se denomina difusa (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012).

Cuando las ondas electromagnéticas golpean una superficie de otro medio, la onda puede reflejarse y cualquier parte no reflejada penetra el medio, mientras esto ocurre, la onda puede atenuarse completamente de modo que no traspase al otro extremo, por lo tanto, el medio se conoce como opaco. Si la onda atraviesa completamente el medio se denomina transparente, mientras si es una atenuación parcial se denomina semitransparente (Modest, 2013).

Radiación de cuerpo negro

La cantidad de energía de radiación emitida desde una superficie depende del material del cuerpo, la condición de su superficie y la temperatura. Un cuerpo negro es una superficie ideal que absorbe toda la radiación incidente y es un emisor perfecto, por consecuencia, es la superficie que más emite para una temperatura y una longitud de onda, la radiación del cuerpo negro es difusa y en vacío depende únicamente de la temperatura. La energía emitida de un

cuerpo negro por unidad de tiempo y área fue determinada de manera experimental por Joseph Stefan en 1879, la Ecuación (4.6) es conocida como la Ley de Stefan Boltzmann, también se define como el límite superior para la potencia emisiva (Cengel & Ghajar, 2011).

$$E_b(T) = \sigma T^4 \quad (4.6)$$

σ → Constante de Stefan – Boltzmann $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$

T → Temperatura absoluta en Kelvin

E_b → Poder de emisión de cuerpo negro W/m^2

La Ley de Stefan-Boltzmann da el poder total de emisión de un cuerpo negro, el cual es la suma de la radiación emitida sobre todas las longitudes de onda. El poder de emisión espectral de cuerpo negro es la cantidad de energía de radiación emitida por un cuerpo negro a una temperatura absoluta T por unidad de tiempo, por unidad de área superficial y por unidad de longitud de onda entorno a la longitud de onda λ (Cengel & Ghajar, 2011).

La Ley de Planck es la relación para el poder de emisión espectral de cuerpo negro y fue desarrollada en 1901 y se expresa en la Ecuación (4.7).

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \quad (4.7)$$

$$C_1 = 2\pi h c_0^2 = 3.74177 \times 10^8 \frac{\text{W } \mu\text{m}^4}{\text{m}^2} \quad (4.8)$$

$$C_2 = \frac{2h}{k} = 1.43878 \times 10^4 \mu\text{m K} \quad (4.9)$$

Ángulo sólido

Cuando la energía de radiación sale de una superficie a otra, este flujo suele tener diferentes intensidades en diferentes direcciones. El ángulo sólido se mide en estereorradián, es el área de una superficie sobre una esfera de radio unitario es equivalente en magnitud al ángulo sólido. Considerando un área superficial diferencial de una esfera como se muestra en la Figura 17 se obtiene el ángulo sólido como se muestra en la Ecuación (4.10) (Modest, 2013).

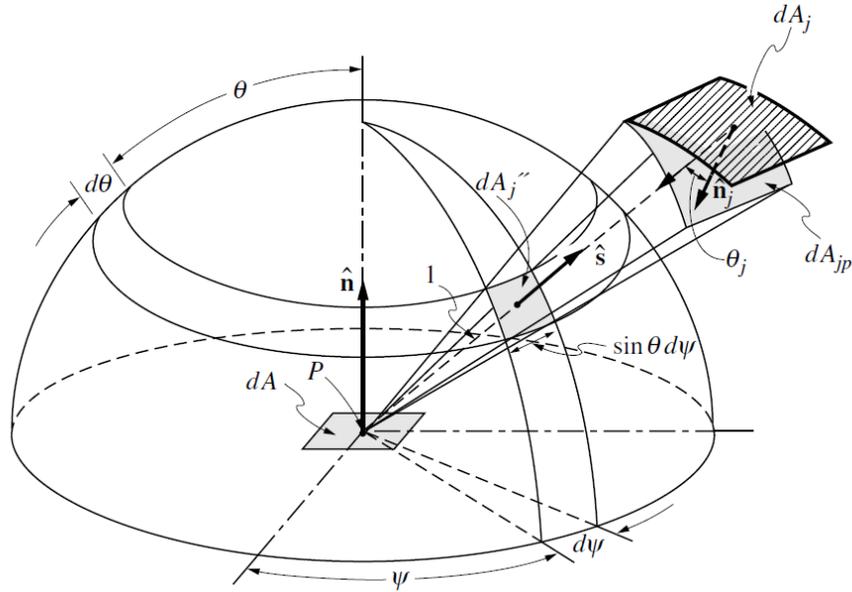


Figura 17. Dirección de emisión y ángulos sólidos en relación con un hemisferio unidad (Modest, 2013).

$$d\Omega = \frac{dA_{jp}}{S^2} \quad (4.10)$$

Considerando una esfera unitaria como se muestra en la Figura 17 se determina el ángulo sólido como se muestra en la Ecuación (4.11).

$$S = \int_{esfera} dS = \int_{\psi=0}^{2\pi} \int_{\theta=0}^{\pi} r^2 \sin(\theta) d\theta d\psi = 2\pi r^2 \int_{\theta=0}^{\pi} \sin(\theta) d\theta = 4\pi r^2 \quad (4.11)$$

Intensidad de radiación

La radiación es emitida por todas las partes de una superficie plana en todas direcciones y suele no ser uniforme. La intensidad de radiación describe la magnitud en una dirección específica en el espacio de la radiación emitida, se define como la razón a la cual la energía de radiación se emite en la dirección por unidad de área normal a dicha dirección y por unidad de ángulo sólido entorno a esta misma dirección como se observa en la Ecuación (4.12).

$$I_e(\theta, \phi) = \frac{d\dot{Q}_e}{dA \cos \theta d\omega} \quad (4.12)$$

El flujo de radiación es el poder de emisión, se define como la razón a la cual se emite la energía de radiación por unidad de área de la superficie emisora, en la práctica se considera que son superficies difusamente emisoras y se describe en la Ecuación (4.13).

$$E = \pi I_e \quad (4.13)$$

En la Figura 18 podemos observar los flujos de radiación sobre una superficie, se presentan el poder de emisión, irradiación y radiosidad.

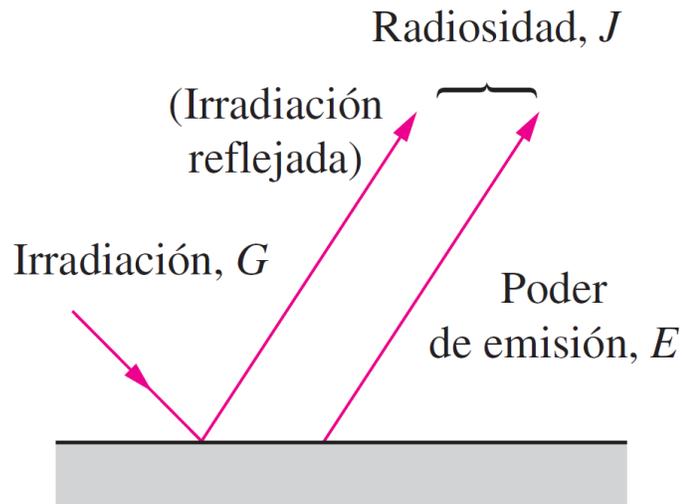


Figura 18. Flujos de radiación en una superficie (Cengel & Ghajar, 2011).

Todas las superficies emiten radiación, pero también reciben la emitida por otras superficies. La intensidad de la radiación incidente se define como la razón a la cual la energía incide desde la dirección por unidad de área de la superficie receptora normal a esta dirección y por unidad de ángulo sólido alrededor de esta última. El flujo de radiación incidente sobre una superficie desde todas direcciones se llama Irradiación G .

La radiosidad es el cálculo de transferencia de calor por radiación entre superficies comprende la energía total de radiación que emana de una superficie, la razón a la cual la energía de radiación sale de una unidad de área de una superficie en todas direcciones se llama Radiosidad.

Propiedades de radiación

La transferencia de calor por radiación depende de las propiedades relativas de los materiales. En general parte de la radiación se refleja, una fracción se absorberá dentro del material y el resto se transmitirá a través de él. En base a esto definimos tres propiedades que se observan en la Figura 19. La mayor parte de los cuerpos sólidos no transmiten radiación térmica.

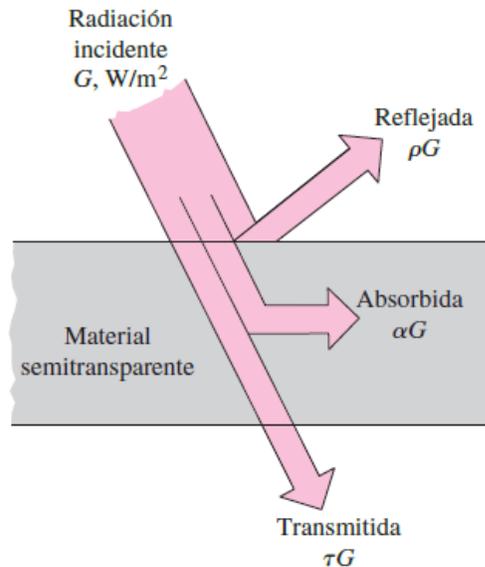


Figura 19. Radiación incidente en material semitransparente (Cengel & Ghajar, 2011).

- Absortividad (α): Fracción de irradiación absorbida
- Reflectividad (ρ): Fracción reflejada por la superficie
- Transmisividad (τ): Fracción transmitida.

La primera ley de la termodinámica requiere que la suma de energía de radiación absorbida, reflejada y transmitida sea igual a la radiación incidente o en términos adimensionales Ecuación (4.14). Como se mencionó anteriormente algunos materiales no presentan transmisividad, en consecuencia, se simplifica como se muestra en la Ecuación (4.15) (Modest, 2013).

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (4.14)$$

$$\alpha + \rho = 1 \quad (4.15)$$

Emisividad

Todas las superficies que se encuentran a una temperatura mayor a cero Kelvin emiten radiación térmica. Esta propiedad representa la razón entre la radiación emitida por la superficie a una temperatura dada y la radiación emitida por un cuerpo negro a la misma temperatura.

Una superficie es difusa si sus propiedades son independientes de la dirección y es gris si sus propiedades son independientes de la longitud de onda. En la Figura 20 se muestran algunos valores de emisividad de los materiales.

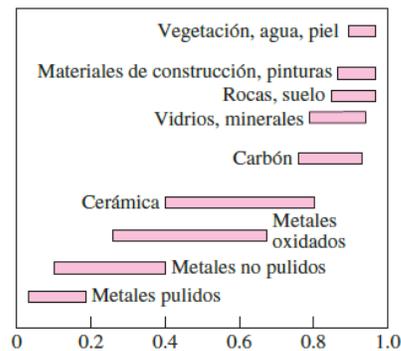


Figura 20. Rangos típicos de la emisividad en materiales (Cengel & Ghajar, 2011).

Ley de Kirchhoff

En 1860 Gustav Kirchhoff desarrolló una ley que lleva su nombre la cual dice; La emisividad hemisférica total de una superficie a la temperatura T es igual a su absorptividad hemisférica total para la radiación que proviene de un cuerpo negro a la misma temperatura (Cengel & Ghajar, 2011).

$$\varepsilon(T) = \alpha(T) \quad (4.16)$$

Si consideramos un cuerpo pequeño con un área superficial, emisividad y absorptividad a una temperatura T , se sabe que la radiación que incide sobre cualquier parte de la superficie es igual a la emitida por un cuerpo negro es decir las ecuaciones (4.17) y (4.18). Por equilibrio térmico se concluye la Ecuación (4.16).

$$G_{absorbida} = \alpha G = \alpha \sigma T^4 \quad (4.17)$$

$$E_{emitida} = \varepsilon \sigma T^4 \quad (4.18)$$

Factor de forma

La transferencia de calor por radiación entre las superficies depende de la orientación entre ellas, así como de sus propiedades con respecto a la radiación y la temperatura. Para tomar en cuenta estos efectos se define el factor de forma el cual es una cantidad geométrica independiente de las propiedades y de la temperatura (Rickman, 2022).

Comúnmente los factores de forma no consideran la radiación que choca con una superficie después de ser reflejada por otras. Existen distintos métodos para calcular los factores de forma como son:

- Suma de doble área
- Técnica de la Esfera de Nusselt
- Método Crossed-String
- Método de Monte Carlo

Para este trabajo únicamente se hace mención del método de Suma de doble área, el cual se rige por la Ecuación (4.19). Este método se basa en el hecho de que la fracción de radiación que sale de un área diferencial dA_1 y contra un A_2 (Rickman, 2022).

$$F_{dA_1 \rightarrow dA_2} = \int_{A_2} \frac{\cos \theta_1 \cos \theta_2}{\pi r^2} dA_2 \quad (4.19)$$

4.4. Disipación térmica en semiconductores

Los dispositivos electrónicos al ser semiconductores ocasionan que el flujo de corriente eléctrica produzca una pérdida de energía que se transforma en calor, esto se debe a un movimiento desordenado en la estructura provocando un aumento en su temperatura. Debido a que en el ambiente espacial no existe la convección es importante analizar la temperatura de estos componentes durante su funcionamiento (Trujillo A., 2011).

El principio básico para analizar la transferencia de calor en un semiconductor de potencia es con la analogía de circuitos eléctricos, de tal forma que el flujo de corriente se reemplaza por la transferencia de calor y la impedancia eléctrica por resistencias térmicas. En la Figura 21 podemos visualizar la analogía entre circuitos eléctricos y transferencia de calor (Trujillo A., 2011).

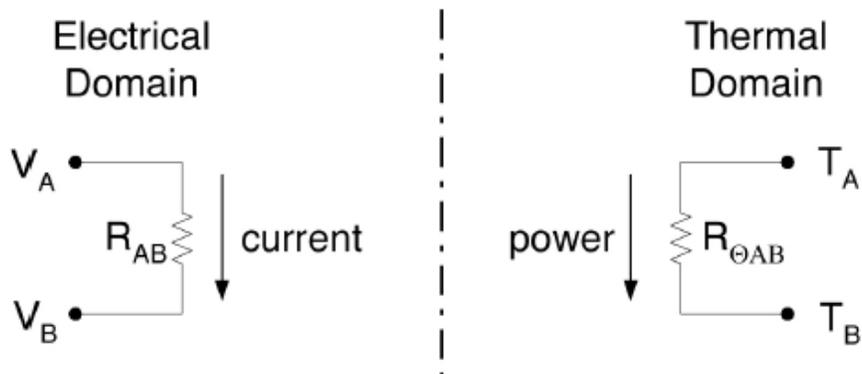


Figura 21. Analogía de un circuito eléctrico a transferencia de calor (Freescale Semiconductor, 2008).

Basándonos en la analogía de la Ley Ohm Térmica, la resistencia térmica de un componente está dada por la Ecuación (4.20). En la Tabla 10 podemos observar las relaciones entre variables eléctricas y térmicas.

$$R_{th} = \frac{dT}{Q} \quad (4.20)$$

Tabla 10. Relación de variables eléctricas y térmicas (Freescale Semiconductor, 2008).

Variables eléctricas			Variables térmicas		
Variable	Símbolo	Unidades	Variable	Símbolo	Unidades
Corriente	I	Amper	Potencia	Pd	Watts
Voltaje	V	Volts	Temperatura	T	°C
Resistencia eléctrica	R	Ohms	Resistencia térmica	Rθ AB	°C/W
Capacitancia eléctrica	C	Farads	Capacitancia térmica	Cθ	Joules/°C

Se utiliza la Ley de Ohm para hacer una analogía a la transferencia de calor, en donde, las resistencias térmicas se asemejan a las resistencias eléctricas, la diferencia de potencial a la diferencia de temperaturas y el flujo de calor a una corriente eléctrica, como se observa en la Figura 22.

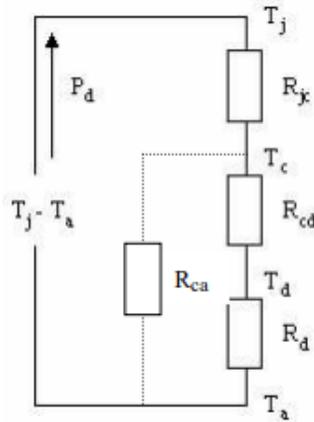


Figura 22. Ley de Ohm térmica (Trujillo A., 2011).

En la Figura 22 podemos observar dos casos uno cuando los componentes electrónicos cuentan con un disipador de calor y cuando no hay disipador. Al igual que en un circuito eléctrico se puede deducir la Ecuación (4.21).

$$T_j - T_a = P \times R_{ja} \quad (4.21)$$

En la Ecuación (4.22) es considerando el disipador

$$P_d = \frac{T_j - T_a}{R_{jc} + R_{cd} + R_d} \quad (4.22)$$

En la Ecuación (4.23) es sin considerar el disipador

$$P_d = \frac{T_j - T_a}{R_{jc} + R_{ca}} \quad (4.23)$$

A esta ecuación se le conoce como Ley de Ohm Térmica, donde:

T_j → Temperatura de la unión del semiconductor

T_a → Temperatura ambiente

P_d → Potencia que disipa el dispositivo

R_{ja} → Resistencia térmica entre la unión y el ambiente

R_{ca} → Resistencia térmica encapsulado y el ambiente

Resistencia unión – encapsulado (R_{jc})

La resistencia se da entre la unión del propio semiconductor de tal forma que el calor pasa desde el exterior del encapsulado al semiconductor, se calcula por medio de la Ecuación (4.24) y P_d es dado por el fabricante.

$$R_{jc} = \frac{T_{jmax} - T_c}{P_d} \quad (4.24)$$

T_{jmax} → Temperatura máxima que puede soportar la unión sin fundirse

T_c → Temperatura del encapsulado

R_{jc} → Resistencia térmica entre la unión y el encapsulado

Resistencia encapsulado – disipador (R_{cd})

El valor de la resistencia térmica depende del sistema de fijación entre el disipador, el componente, el estado de planitud y paralelismo de la superficie de contacto. También depende del material entre las superficies suele ser de dos tipos:

- Pastas conductoras de calor
- Laminas aislantes eléctricas como siliconas, mica, kelafilm, etc.

Resistencia del disipador (R_d)

La resistencia del disipador depende de muchos factores como son: la potencia para disipar, las condiciones de la superficie, la posición de montaje y en el caso de disipadores planos factores como el grosor del material y el tipo de encapsulado. Para el cálculo de la resistencia del disipador se pueden utilizar las ecuaciones (4.25), (4.26) y (4.27).

$$R_d = \frac{T_j - T_a}{P_d} - (R_{jc} + R_{cd}) \quad (4.25)$$

$$R_d = \frac{T_d - T_a}{P_d} \quad (4.26)$$

$$R_d = R_{ja} - (R_{jc} + R_{cd}) \quad (4.27)$$

Donde

T_d → Temperatura del disipador

R_{cd} → Resistencia térmica encapsulado – disipador

R_d → Resistencia térmica entre el disipador y el ambiente

Resistencia unión - ambiente (R_{ja})

La resistencia entre la unión y el ambiente es la que existe entre la unión del semiconductor y el medio ambiente. Se distinguen dos casos en el cual es con disipador y sin disipador como se observa en la Figura 23.

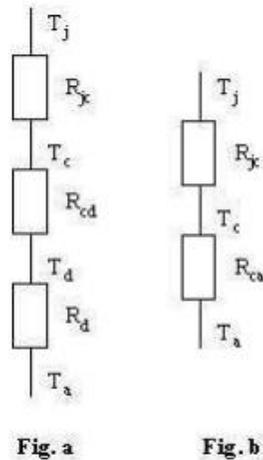


Figura 23. Serie de resistencia térmica con o sin disipador (Trujillo A., 2011).

En la Ecuación (4.28) es sin considerar el disipador

$$R_{ja} = R_{jc} + R_{ca} \quad (4.28)$$

En la Ecuación (4.29) es considerando el disipador

$$R_{ja} = R_{jc} + R_{cd} + R_d \quad (4.29)$$

Temperatura de la unión (T_j)

La temperatura de la unión representa el límite superior de temperatura a la que no se debe llegar con el fin de evitar la destrucción de la unión. Comúnmente este dato es dado por el fabricante o en su defecto por valores típicos en función del dispositivo como los mostrados en la Tabla 11. (Millard, 2017)

Tabla 11. Rango de temperatura de dispositivos (Trujillo A., 2011).

Dispositivo	Rango de T_{jmax}
Unión de germanio	100 °C – 125 °C
Unión de silicio	150 °C – 200 °C
JFET	150 °C – 175 °C
MOSFET	175 °C – 200 °C
Tiristores	100 °C – 125 °C
Transistores unión	100 °C – 125 °C
Diodos de silicio	150 °C – 200 °C
Diodos Zener	150 °C – 175 °C

Para mantener la temperatura de unión debajo de la temperatura máxima se utiliza un coeficiente de seguridad K, cuyo valor dará una temperatura de la unión comprendida entre el 50 % y el 70 % de la máxima ($K = 0.5 \dots 0.7$). Se le asigna el valor según el margen de seguridad que se desea que tenga el dispositivo. La temperatura de la unión que se utilizará en los cálculos es la Ecuación (4.30) (Trujillo A., 2011).

$$T_j = K \times T_{jmax} \quad (4.30)$$

Temperatura del encapsulado (T_c)

Este dato debe calcularse debido a que depende del valor de la potencia que disipa el dispositivo, se calcula con las ecuaciones (4.31) o (4.32) (Trujillo A., 2011).

$$T_c = P_d \times (R_{cd} + R_d) + T_a \quad (4.31)$$

$$T_c = T_j - (P_d \times R_{jc}) \quad (4.32)$$

Temperatura del disipador (T_d)

Para el cálculo de la temperatura del disipador se emplean las ecuaciones (4.33) y (4.34). (Trujillo A., 2011)

$$T_d = (P_d \times R_d) + T_a \quad (4.33)$$

$$T_d = T_c - (P_d \times R_{cd}) \quad (4.34)$$

Temperatura ambiente (T_a)

En la interpretación de la temperatura ambiente puede haber alguna confusión, debido a que se puede tomar el valor de la temperatura del medio ambiente cuando en realidad es la temperatura existente en el entorno donde está ubicado el disipador (Trujillo A., 2011).

La temperatura ambiente es un término vago que ha sido definido de muchas maneras por varias referencias. Algunos lo han definido como el ambiente del sistema, la temperatura del aire entrante o saliente. Otros lo han definido a cierta distancia del componente de interés. Los estándares JEDEC EIA/JESD51 tienen una definición muy específica, pero esta definición solo se aplica a los entornos JEDEC. Con el propósito de determinar la temperatura de unión en una aplicación, Micrón no hace ninguna recomendación sobre cómo definir la temperatura ambiente. La temperatura ambiente no debe usarse para predecir la temperatura de la unión, pero puede ser útil para la medición de primer nivel o las evaluaciones de diseño.

Potencia disipada

La potencia es un dato que nos dará el fabricante, esto nos permite obtener las mejores condiciones de funcionamiento. La máxima potencia que puede disipar un semiconductor sin disipador está dada por el cociente entre el incremento de temperatura y la resistencia térmica como se observa en la Ecuación (4.35) (Trujillo A., 2011).

$$P_{dmax} = \frac{T_{jmax} - T_a}{R_{ja}} \quad (4.35)$$

En el caso de utilizar un disipador se emplea la Ecuación (4.36).

$$P_{dmax} = \frac{T_{jmax} - T_a}{R_{jc} + R_{cd} + R_d} \quad (4.36)$$

4.5. Mecánica orbital

La mecánica orbital es el estudio de los principios físicos que gobiernan el movimiento de los cuerpos alrededor de otros bajo la influencia de la gravedad y otras fuerzas. Las leyes que rigen el movimiento de los planetas son las Leyes de Kepler y se aplican a los satélites:

Primera Ley de Kepler: La órbita de cada planeta (satélite) es una elipse con el Sol (Tierra) en uno de sus focos. El punto de la órbita en el cual el planeta está más cerca del Sol se denomina Perigeo y el punto donde está más lejos del Sol se denomina Apogeo.

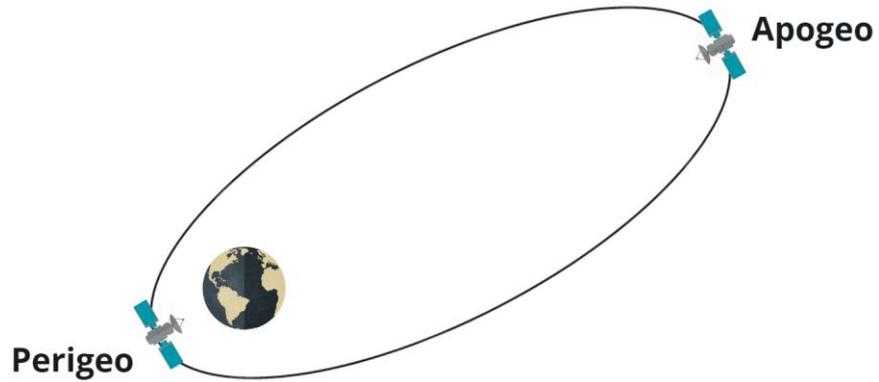


Figura 24. Apogeo y Perigeo.

Segunda Ley de Kepler: La línea que une al Sol (Tierra) al planeta (Satélite) barre áreas iguales en tiempos iguales.

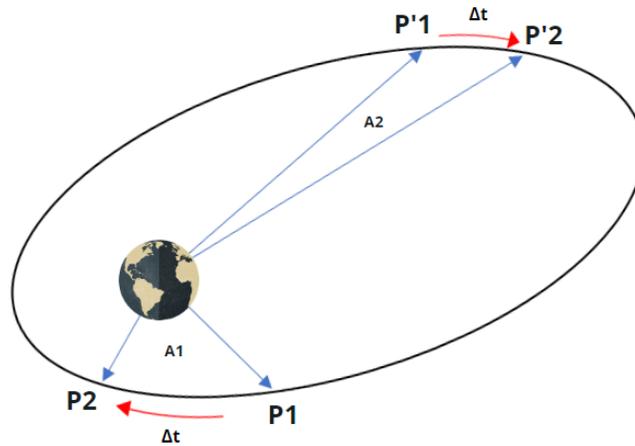


Figura 25. Segunda ley de Kepler.

Tercera Ley de Kepler: El cuadrado del periodo de revolución es proporcional al cubo de su semieje mayor (a).

$$T = 2\pi r \sqrt{\frac{r}{GM}} \quad (4.37)$$

Los principales elementos para conocer la trayectoria y velocidad de un objeto en una órbita se presentan en la Figura 26.

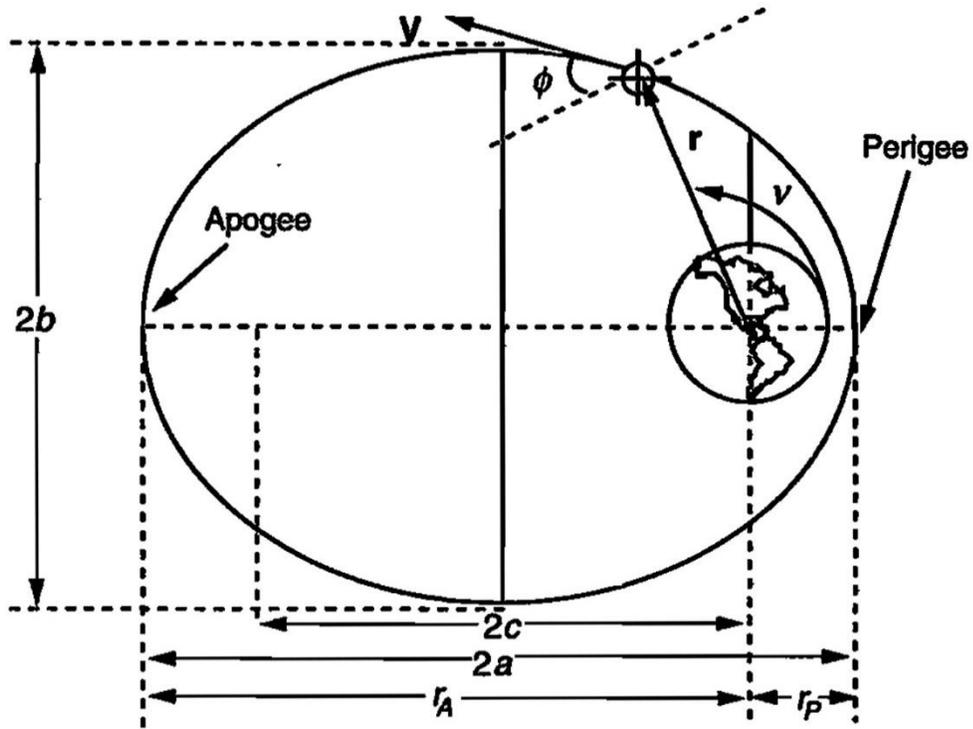


Figura 26. Parámetros de una órbita elíptica (Larson & R., 2005).

r : Vector posición del satélite con respecto al centro de la Tierra

V : Vector velocidad del satélite con respecto al centro de la Tierra

ϕ : Ángulo de trayectoria de vuelo

a : Semieje mayor

b : Semieje menor

c : Distancia entre focos

v : Anomalia verdadera

r_A : Radio del apogeo

r_P : Radio del perigeo

Para determinar la forma de la órbita se calcula la excentricidad con la Ecuación (4.38), donde podemos definir que si “ e ” es igual a 0 tenemos una órbita circular, si esta entre 0 y 1 es una elipse, si es igual a 1 es una parábola y si es mayor a 1 es una hipérbola.

$$e = \frac{2c}{2a} = \frac{R_a - R_p}{R_a + R_p} \quad (4.38)$$

Vector de posición del satélite se determina por la Ecuación (4.39).

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(\nu)} \quad (4.39)$$

La velocidad y periodo se determina con las ecuaciones (4.40) y (4.41).

$$v = \sqrt{2 \left(\frac{\mu}{r} + \varepsilon \right)} \quad (4.40)$$

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4.41)$$

Donde:

μ : Parametro gravitacional para la tierra $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$

ε : Energia mecanica especifica del satelite sus unidades son km^2/s^2

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a} \quad (4.42)$$

4.6. Principio de conservación de la energía

La primera ley de la termodinámica, conocida como el principio de conservación de la energía, establece que la energía no se crea ni se destruye; solo se transforma, es decir, para cualquier sistema que pasa por un proceso indica que el cambio en la energía total del sistema es igual a la diferencia entre la energía de entrada y la energía de salida en el desarrollo del proceso, esto se muestra en la Ecuación (4.43) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$E_{\text{entrada}} - E_{\text{salida}} = \Delta E_{\text{sistema}} \quad (4.43)$$

La energía es una propiedad que no cambia a menos que cambie el estado del sistema, por lo tanto, el cambio en la energía es cero si el sistema no cambia durante el proceso, en conclusión, es un estado estacionario.

En el análisis de transferencia de calor puede ser el resultado de una diferencia de temperatura, es decir, calor o energía térmica. En estos casos es conveniente el uso de un balance de calor y tratar la conversión de energías nuclear, química, mecánica y eléctrica hasta

energía térmica. El balance se puede expresar como se muestra en la Ecuación (4.44) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$Q_{entrada} - Q_{salida} + E_{generada} = \Delta E_{térmica,sistema} \quad (4.44)$$

4.7. Método de elementos finitos

El análisis por el método de elementos finitos implica solucionar un problema de manera discreta, es decir, es un método numérico que transforma un cuerpo de naturaleza continua en un modelo discreto. Transforma ecuaciones complejas que pueden ser diferenciales o integrales en un conjunto finito de ecuaciones discretas desde un punto de vista energético.

La ecuación general del elemento finito es la mostrada en la Ecuación (4.45) donde: $[K]$ representa las propiedades, $[\vec{v}]$ el comportamiento y \vec{r} la acción, cada uno de estas depende del comportamiento físico que se va a analizar.

$$K \cdot \vec{v} = \vec{r} \quad (4.45)$$

Tabla 12. Aplicaciones de la ecuación de elementos finitos.

Problema	Propiedades de la matriz $[K]$	Vector $[\vec{v}]$	Fuerza aplicada $[\vec{r}]$
Elasticidad	Rigidez	Desplazamiento	Fuerza
Térmico	Conductividad	Temperatura	Fuente de calor
Electrostático	Dieléctrico	Potencial eléctrico	Carga
Fluidos	Viscosidad	Velocidad	Fuerza del cuerpo

En el análisis de los elementos finitos la malla es una variable importante, está asociada al tipo de geometría y pueden ser; bidimensional, asimétrica, shell o tridimensional. Una malla es una figura geométrica virtual, en la que se divide un dominio geométrico en la que están definidas las ecuaciones diferenciales, Dentro de cada elemento de la malla se distinguen puntos representativos denominados nodos y contienen la formulación matemática necesario para establecer la relación matricial existente en un fenómeno estudiado.

El método del elemento finito se basa es la implementación del método de Galerkin para obtener la ecuación diferencial débil del problema a estudiar, en este caso tomando en cuenta la

transferencia de calor unidimensional la ecuación que rige su comportamiento es la Ecuación (4.46).

$$kA \frac{\partial^2 \phi}{dx^2} + q_c = 0 \quad (4.46)$$

Método de Galerkin

1. Construir una función de error.

$$e = kA \ddot{\phi}_{aprox} + q_c \quad (4.47)$$

2. Construir la función de error ponderado, considerando un conjunto de funciones de ponderación.

$$\phi(s) = [N_1 \ N_2 \ \dots \ N_n] \cdot \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_n \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

$$\text{Funcion de ponderación} \rightarrow \omega_i = \frac{\partial \phi}{\partial u_i} = N_i \quad (4.49)$$

$$\text{Error ponderado} \rightarrow eP = kA N_i \ddot{\phi} + q_c N_i \quad (4.50)$$

3. Construye el error total ponderado.

$$ePt = \int_{s_1}^{s_n} eP \, ds = \int_{s_1}^{s_n} kA N_i \ddot{\phi} \, ds + \int_{s_1}^{s_n} q_c N_i \, ds \quad (4.51)$$

4. Reduce a la mitad el orden de la ecuación empleando integración por partes o el método de Gauss.

$$ePt = kA [N_i(s_n) \phi'_n - N_i(s_1) \phi'_1] - kA \int_{s_1}^{s_n} N'_i \phi' \, ds + \int_{s_1}^{s_n} q_c N'_i \, ds \quad (4.52)$$

5. Desarrollando la forma débil para “n” valores de “i” se obtiene la Ecuación (4.53) que es la ecuación del elemento finito.

$$k \cdot \vec{\phi} = \vec{r}_c + \vec{r}_{q_c} \quad (4.53)$$

Método de las diferencias finitas

Aplicando el método de las diferencias finitas para un problema de conducción unidimensional como el que se muestra en la Figura 27, comprende las segundas derivadas de la temperatura con respecto a las variables espaciales dT/dx , mediante la definición de las derivadas obtenemos las secciones que están a uno y otro lado del nodo m y se expresa con la Ecuación (4.54) (Cengel & Ghajar, 2011).

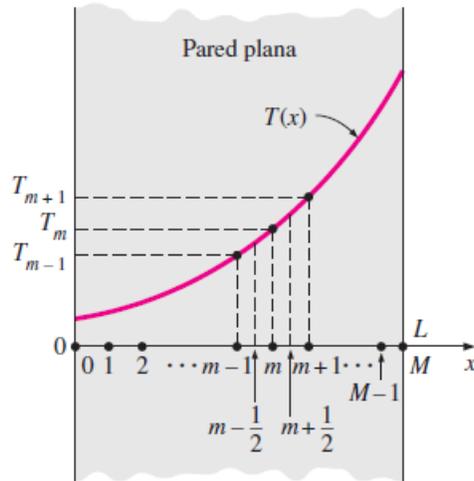


Figura 27. Esquema de los nodos en un modelo unidimensional de pared plana (Cengel & Ghajar, 2011).

$$\left. \frac{dT}{dx} \right|_{m-1/2} \cong \frac{T_m - T_{m-1}}{\Delta x} \quad y \quad \left. \frac{dT}{dx} \right|_{m+1/2} \cong \frac{T_{m+1} - T_m}{\Delta x} \quad (4.54)$$

La segunda derivada es simplemente la derivada de primera, por lo tanto, la segunda derivada de la temperatura en el nodo m se expresa en la Ecuación (4.55).

$$\left. \frac{d^2T}{dx^2} \right|_m \cong \frac{T_{m-1} - 2T_m + T_{m+1}}{\Delta x^2} \quad (4.55)$$

Aplicando el mismo método en un modelo bidimensional como el que se muestra en la Figura 28 en estado estacionario en una región con generación de calor y conductividad térmica constante se puede expresar como se muestra en la Ecuación (4.56) (Cengel & Ghajar, 2011).

$$\frac{d^2T}{dx dy}\bigg|_{m,n} \cong \frac{T_{m+1,n} - 2T_{m,n} + T_{m-1,n}}{\Delta x^2} + \frac{T_{m,n+1} - 2T_{m,n} + T_{m,n-1}}{\Delta y^2} \quad (4.56)$$

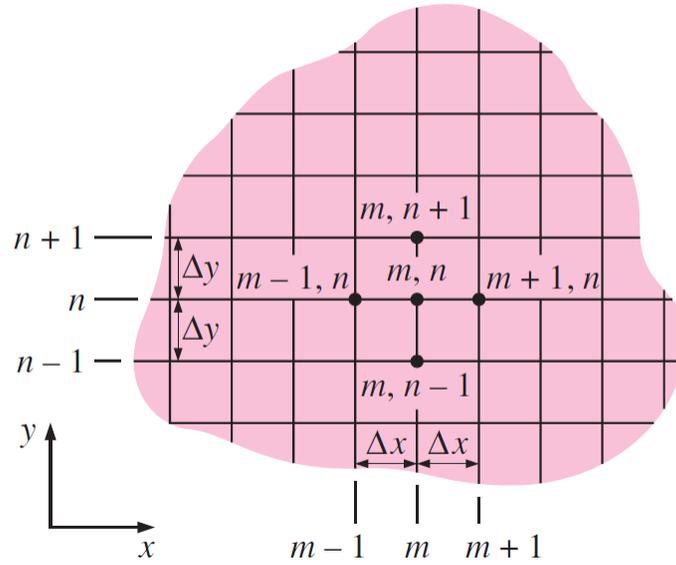


Figura 28. Malla para conducción bidimensional (Cengel & Ghajar, 2011).

Capítulo 5 Requerimientos de Misión IXAYA

Objetivo: Explicar los parámetros necesarios para realizar la simulación, explicando la relación entre las condiciones de frontera y los parámetros orbitales.

Alcance: Se presentan algunos conceptos y una explicación de la importancia de la estructura, órbita, materiales y requerimientos de la carga útil para la definición de condiciones de frontera las cuales se emplean al momento de simular el ambiente térmico.

5.1. Misión IXAYA

La misión IXAYA tiene como objetivo desarrollar un sistema de monitoreo espacial de puntos calientes utilizando la plataforma de nanosatélites CubeSat, capaz de detectar y emitir alertas en "áreas de riesgo", con resolución de píxeles de media a alta.

Se seleccionarán bandas en los intervalos visible e infrarrojo cercano para los detectores a bordo del satélite, de modo que pueda contribuir a:

- Detección de puntos calientes, que se generan principalmente por incendios, grandes instalaciones de empresas, accidentes y eventos similares.
- Monitorear la presencia o ausencia de vegetación y estimar la densidad y madurez de cultivos en áreas agrícolas.
- En zonas de riesgo.
- Supervisión de las fugas masivas de agua.
- Monitoreo remoto de invasión de áreas verdes protegidas y / o remoción clandestina de árboles y vegetación en zona CDMX.
- Monitorear las áreas de riesgo de avalanchas.
- Valoración de daños por diferentes eventos antropogénicos o naturales.

Para operar un CubeSat de 3U se necesita una fuente de alimentación de aproximadamente 10 a 12 Watts, que podría ser proporcionada por paneles solares desplegados.

5.2. Metodología

Para la selección del control térmico de un satélite es importante el uso de una metodología, este subsistema es el que brinda la protección contra radiación a todos los componentes internos del satélite además de permitir mantener la temperatura interna dentro de un rango de operación de sus componentes. La metodología empleada se muestra en la Figura 29 donde podemos observar que es un método iterativo.

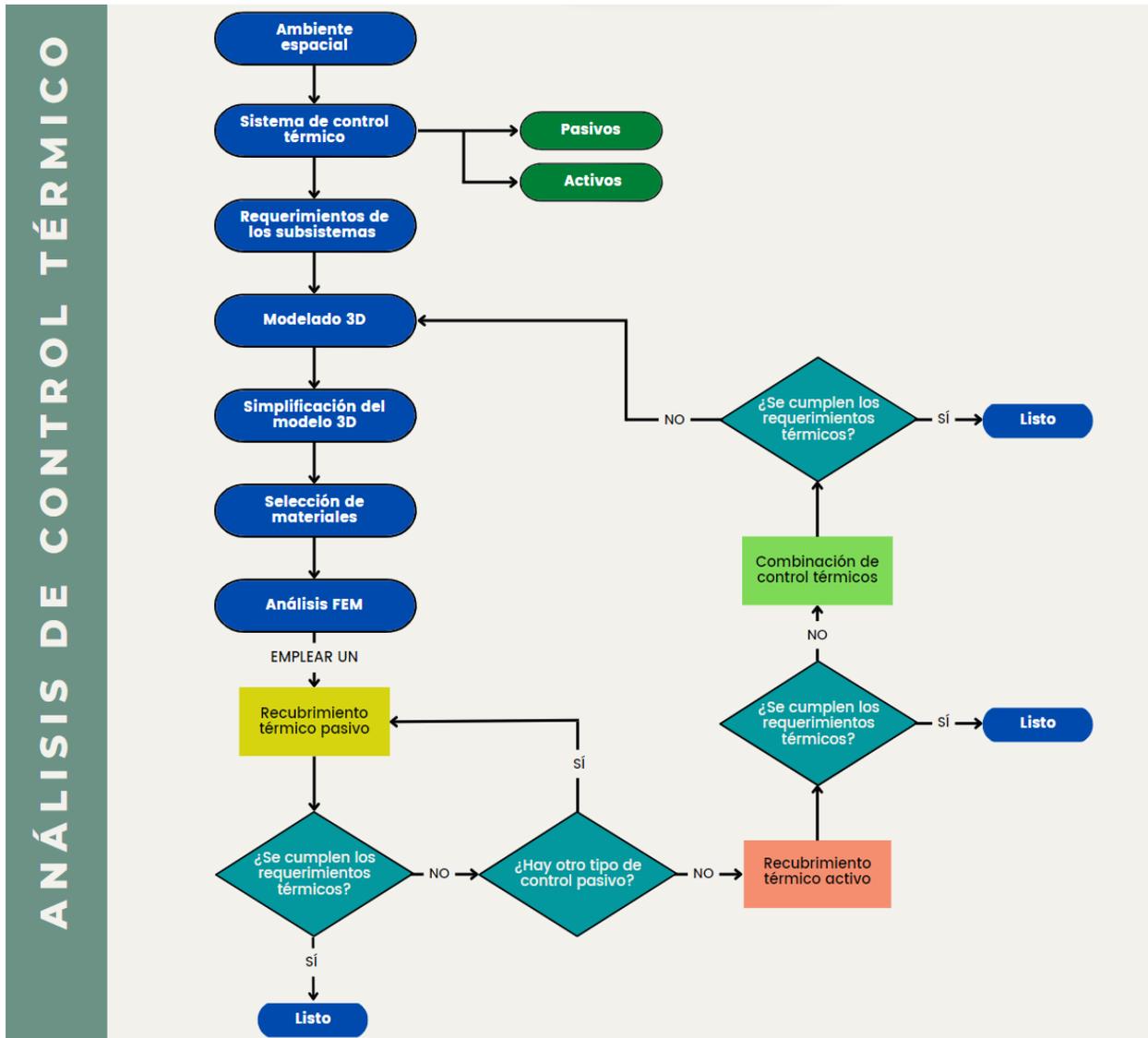


Figura 29. Metodología para la selección del control térmico.

En este trabajo se menciona la importancia de la comunicación entre los diferentes grupos de trabajo, el sistema de control térmico tiene una relación directa con cada uno, en consecuencia, se debe tener muy claro cuáles son los pasos para una correcta selección del control térmico.

Un primer punto por analizar es entender como es el ambiente espacial y como este afecta al satélite en cada uno de sus subsistemas, posteriormente revisar cada uno de los requerimientos individuales de los subsistemas, específicamente los de temperatura de operación.

Una vez que se tienen los subsistemas a emplear en la misión, se realiza un modelado 3D por medio de software computacional, algunas placas de electrónica o subsistemas comerciales brindan sus modelos CAD, con la finalidad tener un menor tiempo computacional se realiza una simplificación del modelo como se explica más adelante en este capítulo. Otro paso importante es una correcta selección de materiales, de estos derivan sus propiedades térmicas para la implementación del método de elementos finitos, dentro de esta búsqueda de materiales, incluye la revisión de las propiedades mecánicas de los sistemas de control térmico.

Como se menciona en el Capítulo 2 existen dos tipos de control térmico, primero se analiza únicamente el uso de control térmico pasivo debido a que son más fáciles de emplear y presentan ventajas como más reducida, no emplean uso de energía eléctrica y menos costo. Se realizan las simulaciones con el método numérico utilizando diferentes tipos de recubrimientos pasivos, si alguno de estos recubrimientos cumple con los requerimientos de los subsistemas es el control por utilizar, en caso contrario, es decir, que un sistema de control térmico pasivo no proporciona la protección necesaria, se implementa un sistema de control activo y de igual forma se realiza una iteración de diferentes casos.

Los satélites usan diferentes subsistemas, en consecuencia, algunos tienen requerimientos de temperatura de operación muy precisos, esto conlleva al uso de ambos tipos de controladores térmicos, que son la combinación o en su caso únicamente implementar un control térmico activo en una sección específica del satélite o en algún subsistema que requiera su propio control térmico independiente del satélite en general.

5.3. Requerimientos

En el desarrollo de una misión espacial, es importante los requerimientos generales que permitan una operación exitosa, para el proyecto IXAYA se enlistan los siguientes:

- Satélite IXAYA se encontrará en una órbita LEO.
- La cara del satélite con la óptica de las cámaras permanecerá apuntando hacia la Tierra.
- Adquisición de tomas durante su órbita.
- La potencia del satélite deberá ser obtenida por medio de los paneles solares.
- El satélite debe tener una masa no mayor a los 4 kilogramos
- Las dimensiones del satélite IXAYA entra en los estándares de un CubeSat 3U.
- El centro de gravedad del CubeSat debe localizarse dentro de una esfera de 2 cm

Sin embargo, existen requerimientos específicos dependiendo de los subsistemas, pero para este trabajo se toman en cuenta tres los cuales son; mecánicos, térmicos y ópticos.

5.3.1. Mecánicos

El satélite debe cumplir con el estándar de un CubeSat 3U la cual se presentan en la Norma Mexicana NMX-AE-001-SCFI-2018, dichas características se mencionan a continuación:

- Un CubeSat 3U debe tener dimensiones de 100.0 ± 0.1 mm de ancho. (Eje X y Y)
- Un CubeSat 3U debe tener dimensiones de 340.5 ± 0.3 mm de alto. (Eje Z)
- Todos los componentes no deben exceder los 6.5 mm de distancia normal a la superficie externa de 100 mm del CubeSat.
- Los únicos elementos que hacen contacto con la unidad de despliegue son los rieles del CubeSat.
- Los componentes desplegados deben estar replegados mediante mecanismos.
- Los componentes desplegados deben tener un espesor mínimo de 8.5 mm.

5.3.2. Térmicos

Los requerimientos térmicos varían según el subsistema, en la Tabla 13 podemos observar los intervalos de temperatura de operación de cada uno.

Tabla 13. Intervalos de temperatura de operación de los subsistemas.

Componente	Temperatura de operación Máxima	Temperatura de operación Mínima
Cámara SCS Gecko imager	30 °C Limite 50 °C	10 °C Limite -20 °C
Cámara Serie Neutrino™ SWaP+C	71 °C	-40 °C
Cámara Tau 336	71 °C	-80 °C
Estructura	80 °C	-40 °C
ISIS On Board Computer (iOBC)	65 °C	-25 °C
Antena Banda S	125 °C	-40 °C
Antena Banda UHF	80 °C	-40 °C
ISIS MagneTorQuer board (iMTQ)	70 °C	-40 °C
Cube Wheel Medium	70 °C	-10 °C
UHF Transceiver	85 °C	-40 °C
ISIS iEPS Electrical Power System	60 °C	-20 °C
Paneles solares	150 °C	-120 °C

5.4. Geometría

El satélite IXAYA es un CubeSat 3U lo que implica que tiene por dimensiones 100 x 100 x 340.5 mm, como se observa en la Figura 30. En la cual se muestra el nanosatélite con sus subsistemas integrados.

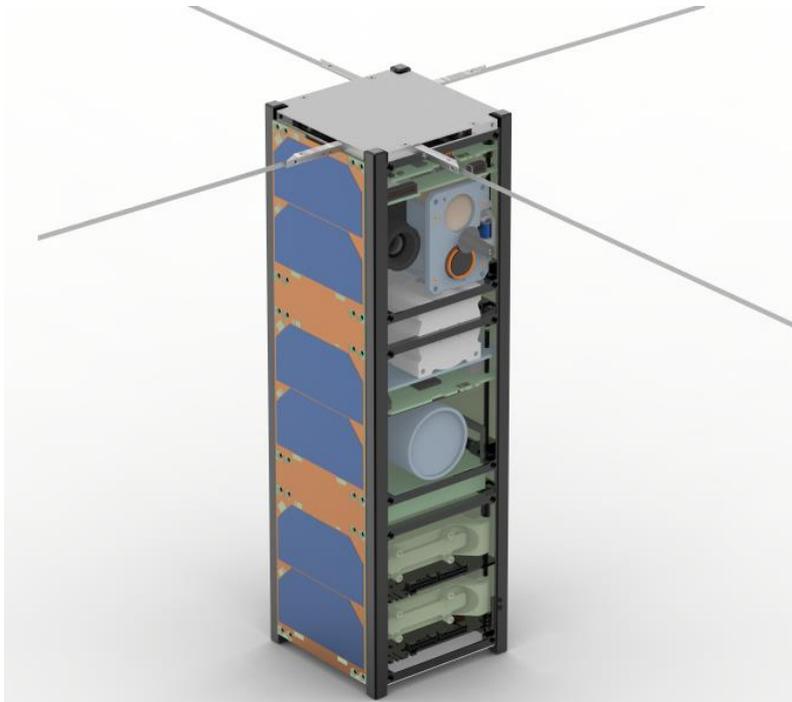


Figura 30. Modelo CAD IXAYA.

5.5. Parámetros orbitales

Para la misión IXAYA se analizan dos posibles órbitas circulares:

Tabla 14. Órbitas propuestas de Nanosatélite IXAYA.

	Altura	Inclinación
Órbita 1	400	20°
Órbita 2	500	25°

Las órbitas propuestas se simularon por medio del software STK, en el periodo de primavera del 2023 del 21 de marzo al 21 de junio de dicho año.

Análisis orbital

Considerando que son órbitas circulares a 400 y 500 km de altura sobre la superficie terrestre, el radio de la Tierra aproximadamente es de 6,370 km, con esta información podemos calcular la velocidad aproximada del satélite y su periodo con la Ecuación (5.1).

$$v = \sqrt{2 \left(\frac{\mu}{R} + \varepsilon \right)} \quad (5.1)$$

Donde:

μ → Parámetro gravitacional de la Tierra $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$

R → Distancia desde el centro de la tierra al centro del satélite

ε → Energía mecánica específica se define como $-\mu/2a$

a → Semieje mayor

Al ser una órbita circular se tiene que la distancia desde el centro de la Tierra al satélite es el mismo que su semieje mayor. Sustituyendo los valores para ambas órbitas propuestas se tiene:

$$\text{Órbita 1: } v = \sqrt{2 \left(\frac{3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}{(6370+400) \text{ km}} + \frac{-3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}{2(6370+400) \text{ km}} \right)} = 7.67 \text{ km/s} \quad (5.2)$$

$$\text{Órbita 2: } v = \sqrt{2 \left(\frac{3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}{(6370+500) \text{ km}} + \frac{-3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}{2(6370+500) \text{ km}} \right)} = 7.61 \text{ km/s} \quad (5.3)$$

Calculando el periodo Orbital por medio de la Ecuación (5.4).

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (5.4)$$

Sustituyendo los valores para ambas órbitas propuestas se tiene:

$$\text{Órbita 1: } P = 2\pi \sqrt{\frac{(6370+400)^3 \text{ km}^3}{3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}} = 5543.62 \text{ seg} \quad (5.5)$$

$$\text{Órbita 2: } P = 2\pi \sqrt{\frac{(6370+500)^3 \text{ km}^3}{3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2}} = 5666.91 \text{ seg} \quad (5.6)$$

5.6. Modelado 3D de los subsistemas de IXAYA

Como se mencionó en la Sección 2.6. la configuración de un satélite se conforma de subsistemas. El proyecto IXAYA, cuenta con los subsistemas que se presentan a continuación, cabe mencionar que dichos subsistemas están sujetos a validarse, en consecuencia, algunos cambiarán durante el desarrollo del proyecto.

El uso de herramientas computacionales CAD nos permite analizar el posicionamiento de los semiconductores que se encuentran en las placas de electrónica, a su vez, realizar las simulaciones térmicas por el método de elementos finitos considerando los subsistemas posicionados dentro del satélite. Comúnmente las empresas proporcionan los dibujos CAD de sus componentes esto nos facilita para observar dimensionamiento y posicionamiento dentro del satélite.

Las simulaciones por el método de elementos finitos es conveniente reducir dichos modelos a configuraciones más sencillas, eliminando caras y elementos que no son de interés como: algunos barrenos, curvaturas, chaflanes y piezas como los pines de contacto, esto con la finalidad de que el tiempo de cómputo sea menor, a continuación, se presenta cada uno de los subsistemas de IXAYA, mostrando el modelo CAD proporcionado por la empresa respectivamente y la simplificación realizada para las simulaciones que se muestran en el Capítulo 6 de este trabajo.

Computadora de vuelo

La computadora a bordo utilizada en los análisis es de la empresa ISIS (iOBC), es una unidad de procesamiento de alto rendimiento basada en un procesador ARM9 con una velocidad de 400 MHz y con calificación de vuelo. Tiene una placa secundaria enchufable ofrece flexibilidad y personalización al proporcionar una amplia gama de interfaces adicionales para cargas útiles, sensores o actuadores en un factor de forma compacto.

En la Figura 31 se puede observar el modelo CAD que se encuentra en la página oficial de CubeSat Shop y se muestra el modelo simplificado, eliminando los conectores debido a que no son de interés para este análisis, se simplifico la placa de electrónica a un rectángulo y dejando únicamente los procesadores que disipan energía durante su funcionamiento.

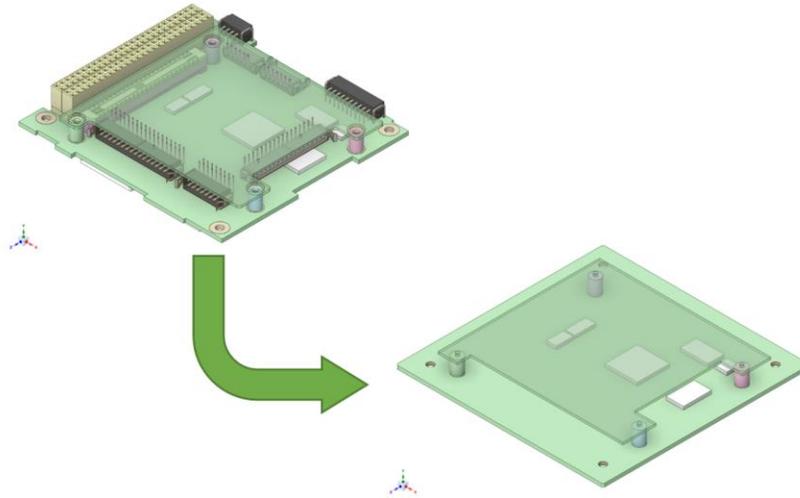


Figura 31. Computadora de vuelo.

Sistema de comunicaciones para banda UHF

El transceptor OrbiCraft-Pro SXC-UHF-02 es un PCB apilable PC/104 con conector de antena MA e interfaz de despliegue de antena auxiliar. El transceptor utiliza una frecuencia en el rango 434-436 MHz y un ancho de banda no mayor a 20 KHz. La potencia de salida máxima es de 1 W, está optimizada para transmisiones en órbitas LEO. El transceptor UHF funciona en un rango de temperatura de -40 a 84 °Cy pesa alrededor de 40 gramos.

En la Figura 32 se puede observar el modelo CAD que se encuentra en la página oficial y se muestra el modelo simplificado eliminando nuevamente los conectores, los componentes electrónicos que no son de interés como resistencia, capacitores, dejando únicamente los procesadores, las memores FRAM y SDRAM.

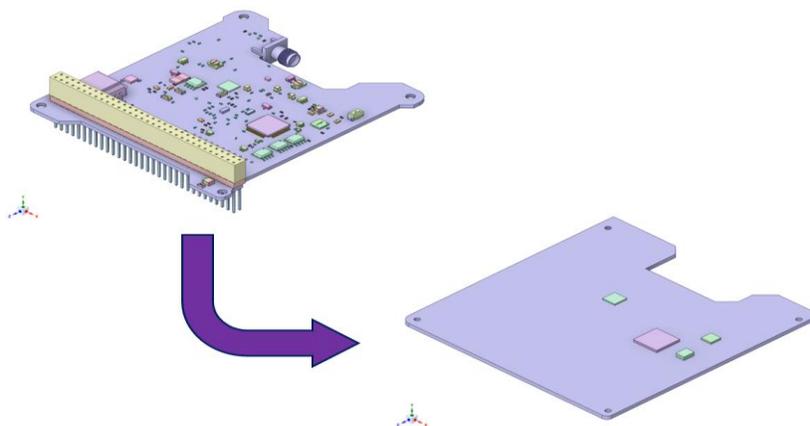


Figura 32. Sistema de comunicaciones.

Magnetorque

La placa ISISPACE MagneTorQuer (iMTQ) es un sistema magnético de 3 ejes basado en PCB diseñado para proporcionar la máxima flexibilidad en la colocación de actuadores y magnetómetro en una estructura CubeSat. El sistema puede colocarse entre las placas de electrónica de otros subsistemas dentro de la estructura del CubeSat. La placa magnetorque se puede controlar a través de la interfaz digital o analógica y proporciona telemetría a través de I²C.

En la Figura 33 se puede observar el modelo CAD que se encuentra en la página oficial y se muestra el modelo simplificado eliminando nuevamente los conectores, la placa de electrónica se simplifico a un rectángulo al igual que el soporte de los actuadores, se quitaron redondeos, chaflanes, piezas de poco interés como los componentes electrónicos, dejando únicamente los procesadores, transistores y las bobinas.

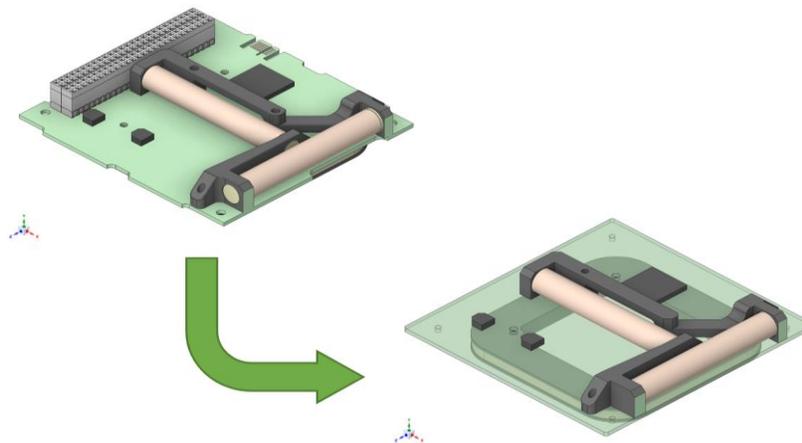


Figura 33. Sistema de orientación ADCS.

Antenas

Las antenas empleadas para el proyecto IXAYA utilizan dos bandas, lo que implica el uso de dos antenas una para transmitir una en banda S y la otra en banda UHF. A continuación, se muestran las antenas preliminares a utilizar.

➤ Antena Banda S

La antena ISM de banda S de la empresa EnduroSat, es una antena de polarización circular izquierda de alta ganancia que presenta un haz ancho y una masa baja. Está diseñado para montarse en el lado Z de una estructura CubeSat.

En la Figura 34 se puede observar el modelo CAD que se encuentra en la página oficial y se muestra el modelo simplificado, para este modelo estaba dividido en 4 piezas simplificándolo a dos piezas, la primera es el soporte blanco y la segunda pieza es la antena de cobre. Se eliminaron nuevamente los conectores, la tornillería y los respectivos barrenos.

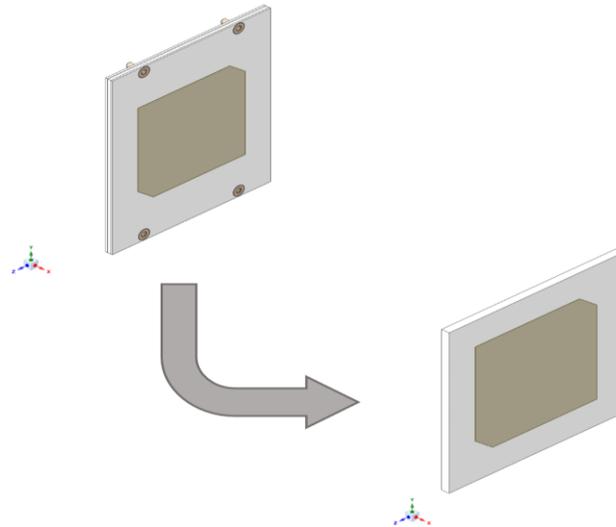


Figura 34. Antena banda S.

➤ Antena Banda UHF

La antena de banda UHF es un sistema desplegable de la empresa ISIS, contiene hasta cuatro antenas de resorte de cinta de hasta 55 cm de longitud en el caso de VHF y de hasta 17 cm de longitud en el caso de UHF, que se despliegan desde los cuatro lados de la caja al recibir una orden. El despliegue de cada antena se logra derritiendo un pequeño cable. Los hilos se funden utilizando dos elementos calefactores redundantes por hilo, controlados por dos microcontroladores redundantes. Una vez que se despliegan las antenas, el microcontrolador recibe una retroalimentación de los interruptores de retroalimentación, lo que proporciona una retroalimentación confiable sobre el estado de la implementación.

En la Figura 35 podemos visualizar el CAD original, en este caso la simplificación es únicamente considerando la estructura de la antena que va en el nanosatélite, eliminando las antenas, los tornillo y barrenos.

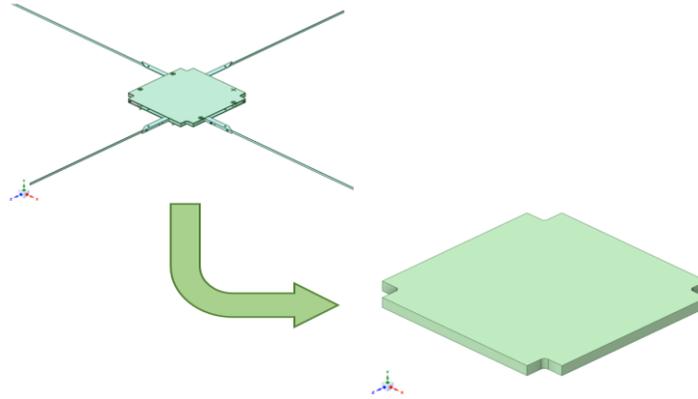


Figura 35. Antena banda UHF.

Baterías

El banco de baterías utilizado para este trabajo es de la empresa ISIS (iEPS), es un sistema de energía compacto de segunda generación para nanosatélites, está disponible en tres configuraciones estándar (Tipo A / B / C), ideal para alimentar CubeSat de 1U, 2U y 3U. El sistema aprovecha las tecnologías de semiconductores de banda ancha amplia. Está equipado con un calentador integrado, seguimiento del punto de máxima potencia (MPPT) basado en hardware y protección contra corrientes no deseadas y voltaje del hardware. El iEPS proporciona buses regulados de 3.3 V y 5 V, así como un bus no regulado. Una placa secundaria adicional permite configuraciones adicionales para alimentar adecuadamente el sistema y los instrumentos de carga útil.

En la Figura 36 se puede observar el modelo CAD que se encuentra en la página oficial y se muestra el modelo simplificado, en este subsistema considero únicamente las 4 baterías, el sistema de sujeción de las baterías y la placa de electrónica, eliminando bordes y componentes no necesarios para el análisis.

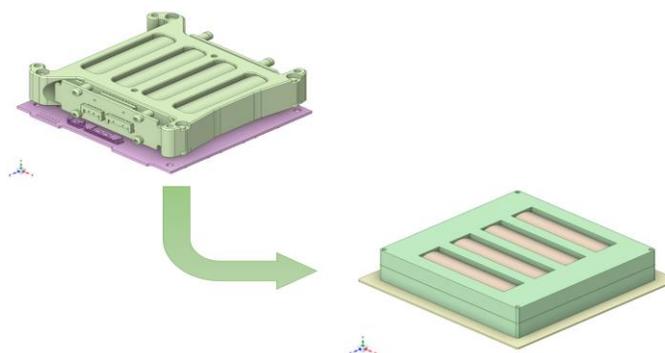


Figura 36. Sistema de baterías.

Cámara Gecko

El proyecto cuenta con una cámara Gecko implementada para misiones CubeSat. Es una cámara de alto rendimiento personalizable, la unidad de almacenamiento masivo está integrada en el diseño compacto. El generador de imágenes Gecko ofrece compatibilidad mecánica con marcos estándar. Las imágenes RGB se capturan a una velocidad de hasta 5 fotogramas por segundo utilizando un sensor de matriz en el modo de instantánea (obturador global).

Los datos de la imagen se capturan directamente en el almacenamiento masivo integrado. Los datos pueden transmitirse a una computadora de a bordo y enlace descendente a una velocidad de datos más baja, según sea necesario. Operación confiable lograda mediante el uso de una combinación de hardware patentado y ópticas reforzadas probadas en el espacio. En la Tabla 15 se presentan las características de esta cámara.

Tabla 15. Características SCS Gecko imager.

Sensor	RGB 2.2 Mp
Tasa de captura	5 fps
Tamaño de imagen RAW	2.2 MB
Interfaces de datos	LVDS, SPI, I2C, CAN
Volumen	97 mm x 96 mm x60 mm
Masa	480 gr
Temperatura de operación	+10 °Chasta 30 °C
Temperaturas límite	-20 °Chasta 50 °C
Tolerancia a radiación	30 Krad
Voltaje de operación	5 V DC
Potencia en modo captura	2.7 W
Potencia en modo lectura-escritura	1.4 W

En la Figura 37 se puede observar la cámara Gecko, por cuestiones de confidencialidad el modelo CAD no se encuentra en la página de los distribuidores, por lo tanto, se realiza un modelo aproximado, respetando las dimensiones de la cámara.

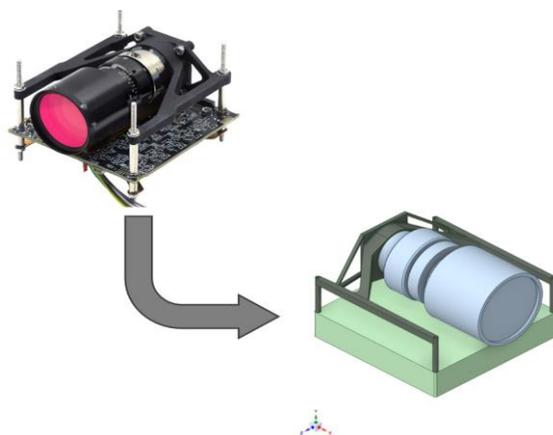


Figura 37. Cámara Gecko.

Cámara Tau

El proyecto IXAYA también cuenta con una cámara TAU que ofrecen un conjunto de funciones que la hace idónea para aplicaciones exigentes como los vehículos aéreos no tripulados (UAV), visores térmicos y generadores de imágenes. La electrónica mejorada proporciona potentes modos de procesamiento de imágenes que mejoran de forma drástica los detalles y el contraste. Sus opciones incluyen radiometría completa, sensibilidad aumentada (<30 mK) y velocidades de fotogramas de 640/60 Hz. En la Tabla 16 se presentan las características de esta cámara.

Tabla 16. Características Tau 336, óptica 50 mm f/1.2.

Sensor	Micro bolómetro 640x512 pixeles @ 17 μm
Ancho de banda	7.5 μm -13.5 μm
Tasa de captura	60 fps
Tamaño de imagen RAW	0.33 MB
Interfaces de datos	UART @ 921 600 bauds
Volumen (sin lente)	44 mm x 44 mm x 30 mm
Masa	280 gr
Temperatura de operación	-40 °Chasta 80 °C
Voltaje de operación	5V DC
Potencia en modo captura	1 W

En la Figura 38 se puede observar la cámara TAU 2, para simplificar el modelo únicamente se respetaron las dimensiones de la cámara, así como los barrenos para su interfaz con la estructura, eliminando detalles como curvaturas y electrónica.

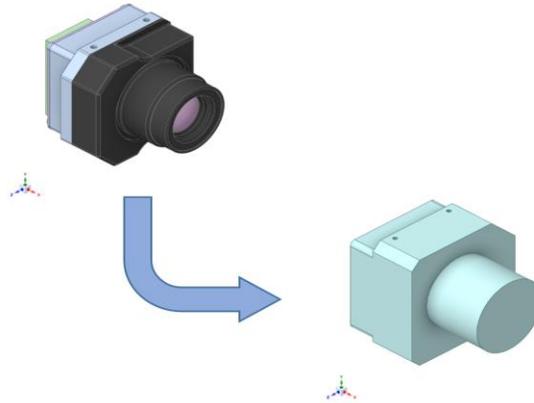


Figura 38. Cámara TAU.

Cámara FLIR

La tercera cámara implementada en el proyecto IXAYA es la Neutrino LC, es una cámara de infrarrojos de onda media (MWIR) SWaP+C que establece un nuevo estándar de tamaño, peso, rendimiento y coste. El Neutrino LC, diseñado para integradores, es compacta y configurable, pesa solo 380 gr con un consumo fijo de 4 Watts, en régimen estable de 23 °C. El Neutrino LC es ligero y fiable, ofrece unas imágenes térmicas fantásticas con el respaldo de la asistencia de integración líder en el sector de FLIR. En la Tabla 17 se presentan las características de la cámara.

Tabla 17. Características Serie Neutrino™ SWaP+C.

Sensor	HOT MWIR 640x512 pixeles @15 µm
Ancho de banda	3.4 µm -4.9 µm
Tasa de captura	60 fps
Tamaño de imagen RAW	0.33 MB
Interfaces de datos	UART @ 921 600 bauds, USB
Volumen	74 mm x 46 mm x 61 mm
Masa	380 gr
Temperatura de operación	-40 °C hasta 71 °C
Voltaje de operación	3.3 V DC para sensor 12 V DC enfriamiento
Potencia en modo captura	4 W
Potencia de enfriador	8 W

En la Figura 39 se puede observar la cámara FLIR, en este caso únicamente se tomó en cuenta la geometría y las dimensiones para realizar el modelo CAD simplificado, a su vez se respetaron los barrenos para la sujeción con la estructura.

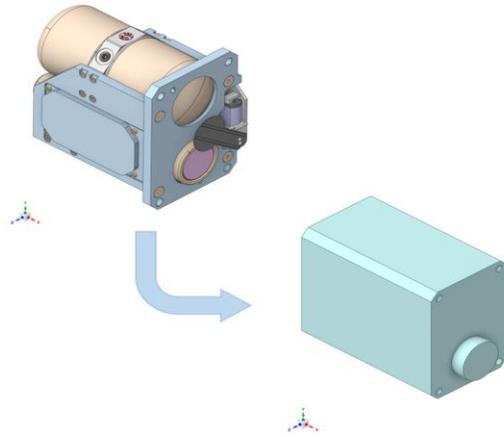


Figura 39. Cámara FLIR.

Ruedas Inerciales

El sistema de orientación tentativo es el uso de 3 ruedas inerciales de la empresa ISIS de tamaño mediano es utilizada para controlar la actitud de los nanosatélites. El módulo compacto incluye un motor de corriente continua sin escobillas con cojinetes clasificados para vacío, así como los algoritmos de control de velocidad y la electrónica de accionamiento necesarios. La unidad puede interactuar a través de I2C, UART o CAN. En la Figura 40 se pueden observar las 3 ruedas inerciales, para realizar el modelo CAD simplificado únicamente se consideró la forma, dimensiones y los barrenos para su sujeción con la estructura.

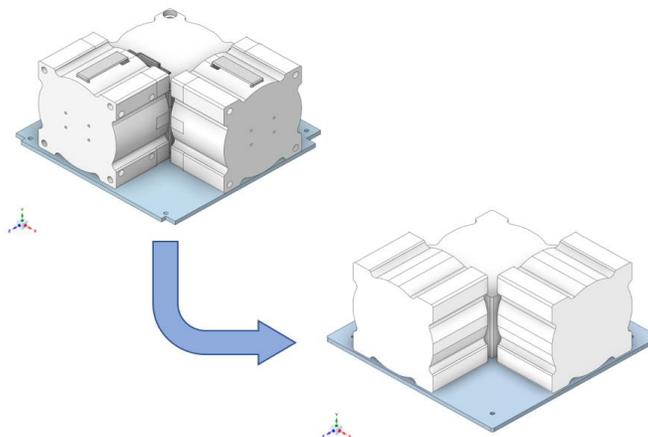


Figura 40. Ruedas Inerciales.

Estructura

Para el subsistema de la estructura se seleccionó un modelo comercial en este caso el de la empresa EnduroSat. La estructura es de Aluminio 6082 con un anodizado duro y una masa de 340 gr. En la Figura 41 se presenta la imagen de la estructura debido a que la empresa no proporciona el modelo CAD, la simplificación consiste en únicamente de las placas y los rieles, para una primera aproximación del modelo de IXAYA, cabe resaltar que el modelo se ira haciendo más complejo con forme se avance en el proyecto.

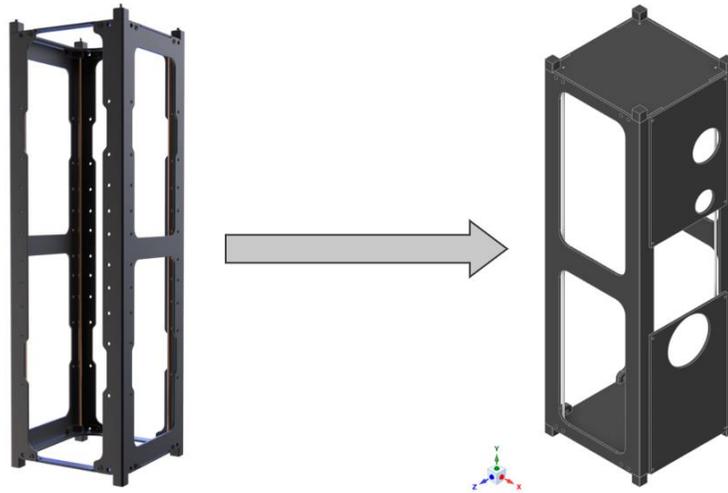


Figura 41. Estructura.

5.7. Análisis STK

La órbita como se ha mencionado anteriormente es de suma importancia y debe cumplir con una serie de requerimientos. Para comprobar que la órbita cumple con estos se realizaron simulaciones a partir del software STK (Satellite Tool Kit). Estas simulaciones nos permiten determinar la duración y número de pasos que tiene la huella orbital al pasar por la estación terrena principal y nos permite obtener los datos de cargas térmicas de radiación que incide sobre el satélite. En la Figura 42 se puede observar el Nanosatélite CubeSat 3U del proyecto IXAYA, este modelo presenta únicamente una celda solar, esto corrobora la herramienta de STK para el cálculo de potencia con una celda solar.

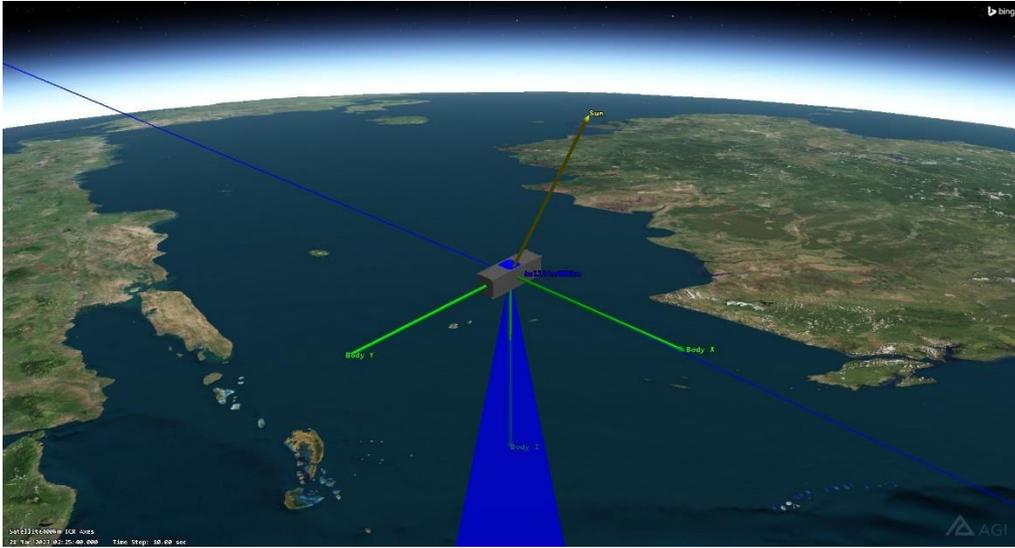


Figura 42. Modelo CubeSat en STK.

La simulación en STK comprende de 2 órbitas como se menciona en la Tabla 14; para cada órbita se obtuvieron datos para conocer cuanto duración del satélite pasa por Querétaro, donde se encuentra la estación terrena receptora y por la ciudad de México para la toma de imágenes. En estas simulaciones se tomó como tiempo de vida útil del satélite es del 21 de marzo del 2023 al 21 de junio del 2023. En la Figura 43 se observan los puntos a analizar el paso del satélite y ambas órbitas analizadas.

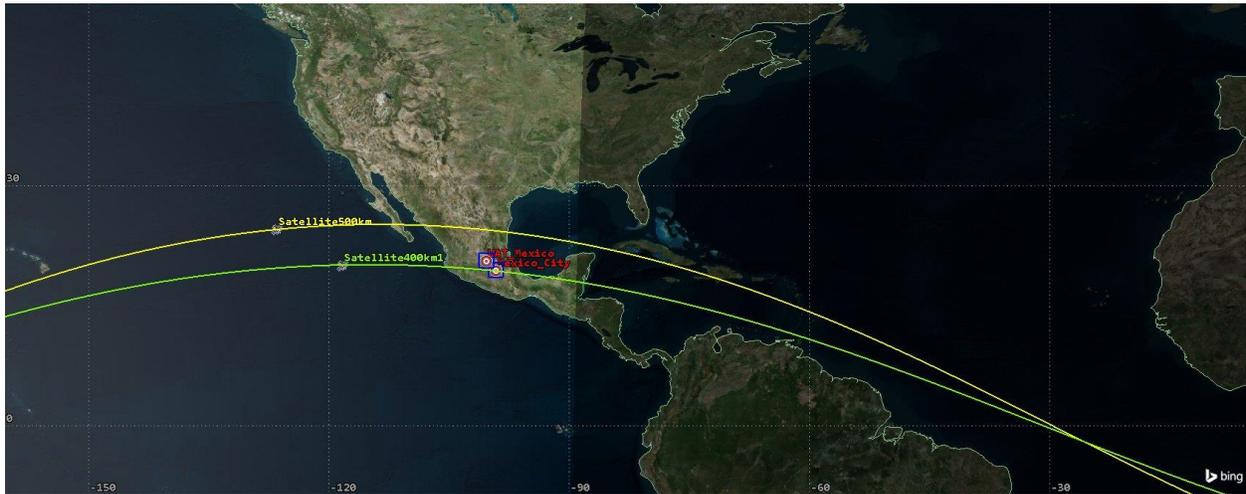


Figura 43. Órbitas del proyecto IXAYA.

Para el diseño del subsistema de control térmico se debe determinar las cargas de radiación que afectan al nanosatélite, esto se calcula mediante el programa STK, nos determina el tiempo de exposición a la luz solar y eclipses dependiendo de la órbita. En la Figura 44 se presentan la gráfica de las cargas de radiación a las que está sometido el satélite, únicamente se presentan el equivalente a 5 órbitas alrededor de la Tierra, debido a que son cargas cíclicas y permite mostrar de manera más clara estos datos.

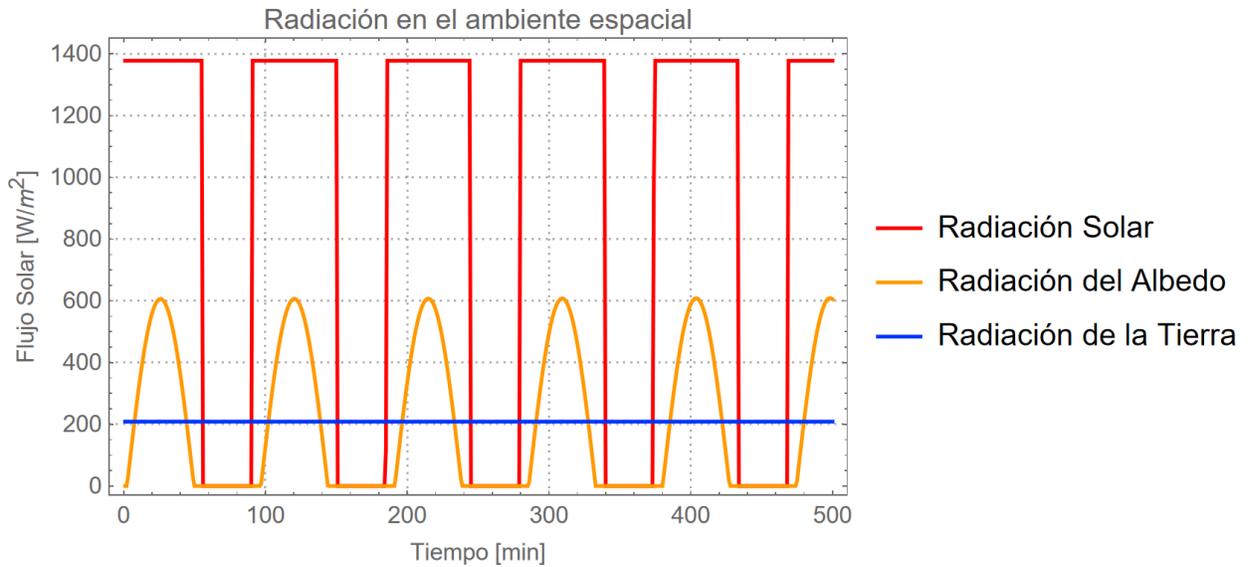


Figura 44. Flujos de radiación obtenidos del Software STK.

Capítulo 6 Modelo analítico

Objetivo: Modelado matemático para el cálculo de la temperatura del nanosatélite con diferentes tipos de control térmico.

Alcance: Se va a presentar las ecuaciones generadas durante el proyecto, así como presentar como es el acomodo óptico y los resultados derivados de las ecuaciones con diferentes tipos de control térmico pasivo.

6.1. Cálculos

En el cálculo analítico se obtiene en estado estacionario donde de acuerdo con la ley de conservación de la energía, la razón de transferencia de calor que entra es igual a la transferencia de calor que sale del satélite disipado desde el interior, considerando las cargas térmicas en el espacio mencionadas anteriormente en la sección 2.2 de este trabajo.

Radiación solar

La radiación solar es la proveniente del Sol y se calcula el flujo de radiación por medio de la Ecuación (6.1), donde α_s es el factor de absorptividad solar en la superficie, $A_{sat,proy,s}$ es el área proyectada hacia el Sol y I_s es el flujo de intensidad solar.

$$\dot{Q}_s = \alpha_s A_{sat,proy,s} I_s \quad (6.1)$$

Albedo

La radiación del albedo es la radiación solar reflejada sobre objetos planetarios y se calcula el flujo de radiación por medio de la Ecuación (6.2), donde α_s es el factor de absorptividad de la superficie, $A_{sat,proy,a}$ es el área proyectada hacia el espacio exterior, I_s es el flujo de intensidad solar, a es el coeficiente del albedo planetario y $F_{T \rightarrow sat}$ es el factor de forma entre la superficie y el espacio exterior.

$$\dot{Q}_a = \alpha_s A_{sat,proy,a} F_{T \rightarrow sat} a I_s \cos(\theta) \quad (6.2)$$

Radiación planetaria

La radiación planetaria es la radiación emitida por el planeta Tierra y se calcula el flujo de radiación por medio de la Ecuación (6.3), donde α_{IR} es el factor de absorptividad de la superficie,

$A_{sat,proy,T}$ es el área proyectada del satélite hacia Tierra, I_T es el flujo de intensidad de la Tierra y $F_{T \rightarrow Sat}$ es el factor de forma entre la superficie y el planeta Tierra.

$$\dot{Q}_T = \alpha_{IR} A_{sat,proy,T} F_{T \rightarrow Sat} I_T \quad (6.3)$$

Radiación emitida por el satélite

La radiación emitida por el satélite se calcula por medio de sus componentes internos y la temperatura del satélite como se muestra en la Ecuación (6.4), donde ϵ_{IR} es la emisividad del satélite, A_{sat} es el área total del satélite, $F_{sat \rightarrow exterior}$ es el factor de forma del satélite al exterior, σ es la constante de Stefan-Boltzmann, T_{ext} es la temperatura del exterior y T_{sat} es la temperatura del satélite.

$$\dot{Q}_{satelite \rightarrow exterior} = \epsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow exterior} \sigma (T_{sat}^4 - T_{ext}^4) \quad (6.4)$$

Suposiciones

$F_{T \rightarrow Sat} = F_{sat \rightarrow exterior} = 1 \rightarrow$ Se considero un factor de forma 1, debido a que estable que toda la radiación es recibida en toda la superficie del nanosatélite, es decir el caso más crítico.

$\cos(\theta) = 1 \rightarrow$ Se emplea esta suposición considerando que la radiación es perpendicular a las superficies del satélite.

$T_{ext} = 4 \text{ Kelvin} \rightarrow$ Temperatura en el ambiente espacial.

$\sigma = 5.7 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4 \rightarrow$ Constante de Stefan-Boltzmann.

$I_s = 1414 \text{ W/m}^2 \rightarrow$ Intensidad de radiación solar.

$I_T = 275 \text{ W/m}^2 \rightarrow$ Intensidad de radiación emitida por la superficie Terrestre.

$\dot{Q}_c = 8.556 \text{ W} \rightarrow$ Potencia disipada de los componentes electrónicos.

$a = 0.57 \rightarrow$ Coeficiente del albedo de la Tierra.

$\alpha_{IR} = \epsilon_{IR} \rightarrow$ Ley de Kirchhoff.

Considerando el balance de calor se define como:

$$\dot{Q}_{entrada} = \dot{Q}_{salida} \quad (6.5)$$

$$\dot{Q}_s + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + \dot{Q}_c = \dot{Q}_{satelite \rightarrow exterior} \quad (6.6)$$

Sustituyendo en la Ecuación (6.5)

$$\begin{aligned} \alpha_s A_{sat,proy,s} I_s + \alpha_s A_{sat,proy,a} F_{T \rightarrow sat} a I_s \cos(\theta) + \alpha_{IR} A_{sat,proy,T} F_{T \rightarrow sat} I_T + \dot{Q}_c \\ = \epsilon_{IR} A_{sat} F_{sat \rightarrow exterior} \sigma (T_{sat}^4 - T_{ext}^4) \end{aligned} \quad (6.7)$$

Las áreas de proyección dependen de la carga térmica, las cuales se muestran a continuación:

$$Sol \rightarrow A_{sat,proy,s} = A_A \quad (6.8)$$

$$Albedo \rightarrow A_{sat,proy,a} = A_B + A_D + A_E + A_F = A_{albedo} \quad (6.9)$$

$$Tierra \rightarrow A_{sat,proy,T} = A_c \quad (6.10)$$

$$A_{sat \rightarrow exterior} = A_A + A_B + A_D + A_E + A_F \quad (6.11)$$

Despejando la temperatura del satélite se obtiene la Ecuación (6.12).

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s A_a I_s + \alpha_s A_{albedo} F_{T \rightarrow sat} a I_s \cos(\theta) + \alpha_{IR} A_c F_{T \rightarrow sat} I_T + \dot{Q}_c}{\epsilon_{IR} A_{sat \rightarrow exterior} F_{sat \rightarrow exterior} \sigma} + T_{ext}^4} \quad (6.12)$$

Simplificando el modelo

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s A_a I_s + \alpha_s A_{albedo} a I_s + \alpha_{IR} A_c I_T + \dot{Q}_c}{\epsilon_{IR} A_{sat \rightarrow exterior} \sigma} + T_{ext}^4} \quad (6.13)$$

Para determinar las áreas proyectadas se consideró las dimensiones del satélite cumplen con el estándar de un 3U, el cual se muestra en la siguiente imagen.

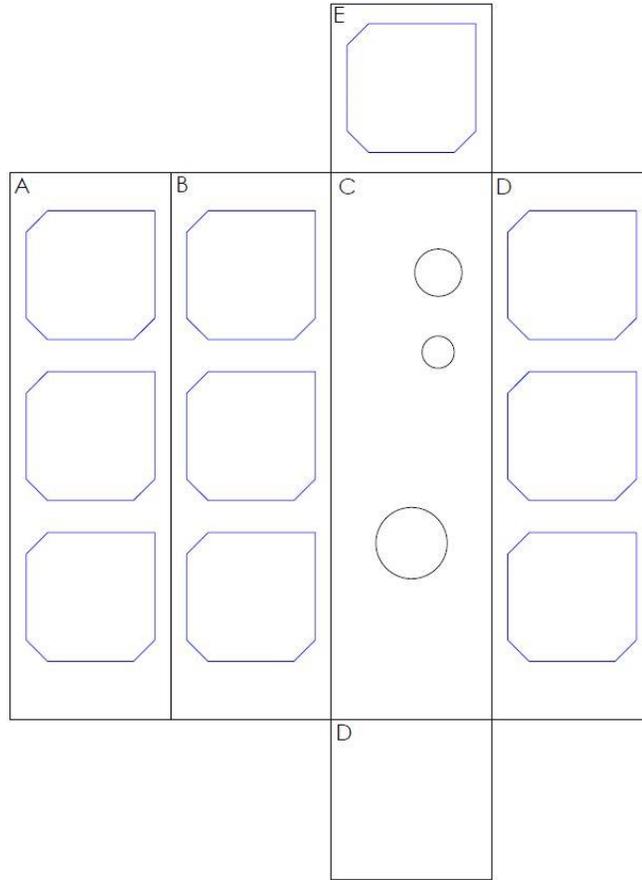


Figura 45. Esquema 2D de Nanosatélite IXAYA.

De acuerdo con la imagen, las areas empleadas son las siguientes:

$$A_A = A_B = A_C = A_D = 0.034015 \text{ m}^2$$

$$A_E = A_F = 0.01 \text{ m}^2$$

$$A_{SC} = 0.005814 \text{ m}^2$$

$$A_{C1} = 0.00067886 \text{ m}^2$$

$$A_{C2} = 0.00031415 \text{ m}^2$$

$$A_{C3} = 0.0015483 \text{ m}^2$$

Cálculo de la emisividad promedio en superficies con diferentes materiales, para este cálculo se considera la Ley de Stefan-Boltzman, para el cálculo hacemos la suposición de una superficie con dos materiales distintos en sus propiedades por lo tanto el balance de energía se muestra a continuación:

$$\dot{Q}_T = \dot{Q}_1 + \dot{Q}_2 \quad (6.14)$$

Sustituyendo la ecuación se obtiene:

$$\varepsilon_{1-2}A_T\sigma T^4 = (\varepsilon_1A_1 + \varepsilon_2A_2)\sigma T^4 \quad (6.15)$$

Despejando la emisividad promedio del material 1 y el material 2 se obtiene:

$$\varepsilon_{Al-SC} = \frac{(\varepsilon_1A_1 + \varepsilon_2A_2)\sigma T^4}{A_T\sigma T^4} \quad (6.16)$$

Simplificando la ecuación

$$\varepsilon_{1-2} = \varepsilon_1 \frac{A_1}{A_T} + \varepsilon_2 \frac{A_2}{A_T} \quad (6.17)$$

Cabe menciona que las áreas 1 y 2 representan el area proyectada de dicho material por lo que la suma de ambas es el area proyectada total de la superficie, la Ecuación (6.17) nos sirve para calcular al absortividad promedio tambien. Los materiales empleados para estos calculos se muestran en la Tabla 18.

Tabla 18. Propiedad de emisividad y absortividad de distintos materiales.

Material	Absortividad	Emisividad
Aluminio 6061-T6 Pulido	0.09	0.03
Aluminio 6061-T6 Anodizado	0.88	0.88
Celdas solares (2017 Tesis)	0.85	0.85
Pintura negra PT401 Gloss Paint	0.95	0.83
Pintura blanca Zerlauts Z-93	0.2	0.9
MLI	0.15	0.34

6.2. Caso caliente

En este caso se presenta cuando el satélite le llega la radiación directa al satélite como se muestra en la imagen, la Ecuación (6.13) se emplea para determinar la temperatura del nanosatélite.

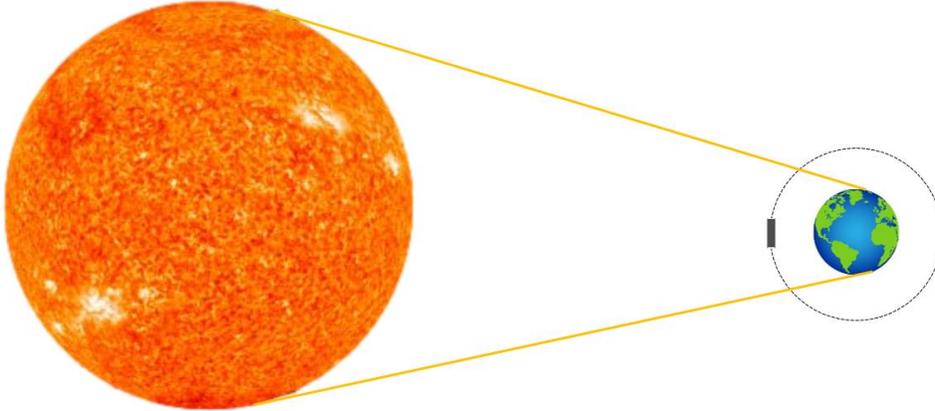


Figura 46. Caso caliente.

Las condiciones térmicas en las caras del satélite son las siguientes:

- Cara A: Radiación solar
- Cara B: Radiación de albedo
- Cara C: Radiación de la Tierra
- Cara D: Radiación de albedo
- Cara E: Radiación de albedo
- Cara F: Radiación de albedo

Modelo matemático

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{s1}A_a I_s + \alpha_{s2}A_{albedo} a I_s + \varepsilon_{IR} A_c I_T + \dot{Q}_c}{\varepsilon_{1-2} A_{sat \rightarrow exterior} \sigma}} + T_{ext}^4 \quad (6.18)$$

Caso 1. Considerando que las superficies tiene Aluminio Pulido y las celdas solares, en la Tabla 19 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 19. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio pulido y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.450	0.479	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
B	0.450	0.479	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
C	0.03	0.09	100 % Aluminio Pulido
D	0.450	0.479	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
E	0.506	0.531	41.86 % Aluminio Pulido 58.14 % Celda Solar
F	0.03	0.09	100 % Aluminio Pulido

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 20. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 1.

Emisividad de la Tierra	0.09
Emisividad promedio	0.37
Absortividad de cara al Sol	0.47
Absortividad promedio	0.35

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.18) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 385.42 \text{ Kelvin}$$

Caso 2. Considerando que las superficies tiene Aluminio Anodizado y las celdas solares, en la Tabla 21 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 21. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio anodizado y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
B	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
C	0.88	0.88	100 % Aluminio Anodizado
D	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
E	0.86	0.86	41.86 % Aluminio Anodizado 58.14 % Celda Solar
F	0.88	0.88	100 % Aluminio Anodizado

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 22. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 2.

Emisividad de la Tierra	0.88
Emisividad promedio	0.86
Absortividad de cara al Sol	0.86
Absortividad promedio	0.86

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.18) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 375.50 \text{ Kelvin}$$

Caso 3. Considerando que las superficies tiene Pintura negra y las celdas solares, en la Tabla 23 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 23. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.

Superficie	ϵ – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
B	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
C	0.83	0.95	100 % Pintura negra
D	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
E	0.84	0.89	41.86 % Pintura negra 58.14 % Celda Solar
F	0.83	0.95	100 % Pintura negra

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 24. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 3.

Emisividad de la Tierra	0.95
Emisividad promedio	0.83
Absortividad de cara al Sol	0.89
Absortividad promedio	0.83

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.18) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 378.82 \text{ Kelvin}$$

Caso 4. Considerando que las superficies tiene Pintura blanca y las celdas solares, en la

Tabla 25 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 25. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con pintura blanca y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
B	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
C	0.90	0.20	100 % Pintura blanca
D	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
E	0.87	0.57	41.86 % Pintura blanca 58.14 % Celda Solar
F	0.90	0.20	100 % Pintura blanca

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 26. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 4.

Emisividad de la Tierra	0.20
Emisividad promedio	0.87
Absortividad de cara al Sol	0.53
Absortividad promedio	0.87

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.18) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 356.28 \text{ Kelvin}$$

Caso 5. Considerando que las superficies tiene MLI y las celdas solares, en la Tabla 27 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 27. Caso caliente propiedad de emisividad y absorptividad con MLI y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
B	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
C	0.34	0.15	100 % MLI
D	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
E	0.63	0.55	41.86 % MLI 58.14 % Celda Solar
F	0.34	0.15	100 % MLI

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 28. Caso caliente valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 5.

Emisividad de la Tierra	0.15
Emisividad promedio	0.55
Absortividad de cara al Sol	0.50
Absortividad promedio	0.54

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.18) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 370.73 \text{ Kelvin}$$

6.3. Caso frío

El caso frío es cuando se encuentra el satélite en eclipse, lo que implica que la radiación solar no llega a él directamente, por lo tanto, solo se considera la carga de radiación terrestre simplificando la Ecuación (6.19) como se muestra a continuación:

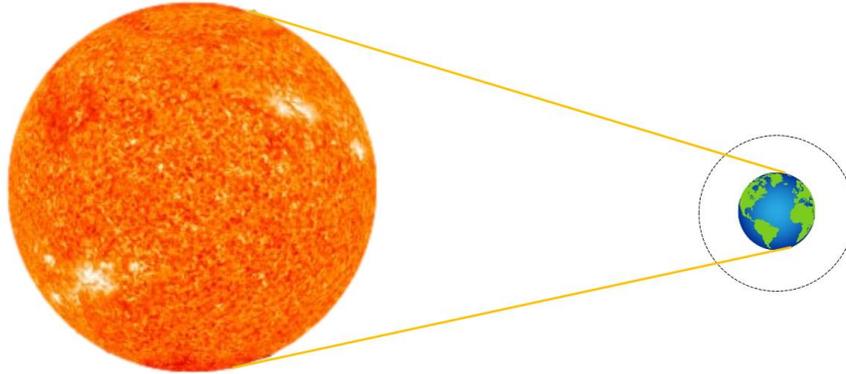


Figura 47. Caso Frío.

Las condiciones térmicas en las caras del satélite son las siguientes:

- Cara A: Sin carga térmica
- Cara B: Sin carga térmica
- Cara C: Radiación de la Tierra
- Cara D: Sin carga térmica
- Cara E: Sin carga térmica
- Cara F: Sin carga térmica

Modelo matemático

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{IR} A_c I_T + \dot{Q}_c}{\varepsilon_{IR} A_{sat \rightarrow exterior} \sigma}} + T_{ext}^4 \quad (6.19)$$

Caso 1. Considerando que las superficies tiene Aluminio Pulido y las celdas solares, en la Tabla 29 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 29. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio pulido y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.45	0.47	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
B	0.45	0.47	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
C	0.03	0.09	100 % Aluminio Pulido
D	0.45	0.47	48.72 % Aluminio Pulido 51.28 % Celda Solar
E	0.50	0.53	41.86 % Aluminio Pulido 58.14 % Celda Solar
F	0.03	0.09	100 % Aluminio Pulido

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 30. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 1.

Emisividad de la Tierra	0.09
Emisividad promedio	0.37
Absortividad de cara al Sol	0.47
Absortividad promedio	0.35

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.19) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 244.56 \text{ Kelvin}$$

Caso 2. Considerando que las superficies tiene Aluminio Anodizado y las celdas solares, en la Tabla 31 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 31. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con aluminio anodizado y celdas solares en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
B	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
C	0.88	0.88	100 % Aluminio Anodizado
D	0.86	0.86	48.72 % Aluminio Anodizado 51.28 % Celda Solar
E	0.86	0.86	41.86 % Aluminio Anodizado 58.14 % Celda Solar
F	0.88	0.88	100 % Aluminio Anodizado

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 32. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 2.

Emisividad de la Tierra	0.88
Emisividad promedio	0.86
Absortividad de cara al Sol	0.86
Absortividad promedio	0.86

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.19) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 229.67 \text{ Kelvin}$$

Caso 3. Considerando que las superficies tiene Pintura negra y las celdas, en la Tabla 33 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 33. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
B	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
A	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
B	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
A	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar
B	0.84	0.89	48.72 % Pintura negra 51.28 % Celda Solar

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 34. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 3.

Emisividad de la Tierra	0.95
Emisividad promedio	0.83
Absortividad de cara al Sol	0.89
Absortividad promedio	0.83

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.19) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 233.84 \text{ Kelvin}$$

Caso 4. Considerando que las superficies tiene Pintura blanca y las celdas solares, en la Tabla 35 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 35. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con pintura negra y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
B	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
C	0.90	0.20	100 % Pintura blanca
D	0.87	0.53	48.72 % Pintura blanca 51.28 % Celda Solar
E	0.87	0.57	41.86 % Pintura blanca 58.14 % Celda Solar
F	0.90	0.20	100 % Pintura blanca

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo, obteniendo los siguientes datos:

Tabla 36. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 4.

Emisividad de la Tierra	0.2
Emisividad promedio	0.87
Absortividad de cara al Sol	0.53
Absortividad promedio	0.87

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.19) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 203.22 \text{ Kelvin}$$

Caso 5. Considerando que las superficies tiene MLI y las celdas solares, en la Tabla 37 se presentan los datos calculados de la emisividad y absorptividad de cada una de las caras del nanosatelite IXAYA.

Tabla 37. Caso frío propiedad de emisividad y absorptividad con MLI y celda solar en las caras.

Superficie	ε – Emisividad	α – Absortividad	Porcentaje de materiales en la superficie
A	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
B	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
C	0.34	0.15	100 % MLI
D	0.60	0.50	48.72 % MLI 51.28 % Celda Solar
E	0.63	0.55	41.86 % MLI 58.14 % Celda Solar
F	0.34	0.15	100 % MLI

Calculando la emisividad promedio de las caras del satélite al espacio exterior, la absorptividad solar y del albedo se obtienen los siguientes datos:

Tabla 38. Caso frío valores de emisividad y absorptividad promedio calculados caso 5.

Emisividad de la Tierra	0.15
Emisividad promedio	0.55
Absortividad de cara al Sol	0.50
Absortividad promedio	0.54

Sustituyendo los valores obtenidos en la Ecuación (6.19) se puede calcular la temperatura promedio del satélite:

$$T_{sat} = 225.24 \text{ Kelvin}$$

En la Tabla 39 se presenta la recopilación de los resultados obtenidos de la mecánica analítica en cada uno de los casos presentados anteriormente y tomando como referencia el caso del aluminio pulidos podemos observar la reducción de la temperatura al implementar un control térmico diferente.

Tabla 39. Comparación de resultados de mecánica analítica.

Porcentaje de materiales de la superficie	Caso caliente		Caso frío		Reducción %
	K	°C	K	°C	
Aluminio Pulido y Celdas solares	385.42 K	112.27 °C	244.56 K	-28.59 °C	0
Aluminio Anodizado y Celdas solares	375.50 K	102.35 °C	229.67 K	-43.48 °C	2.64
Pintura negra y Celdas solares	378.82 K	105.67 °C	233.84 K	-39.31 °C	1.74
Pintura blanca y Celdas solares	356.28 K	83.13 °C	203.22 K	-69.93 °C	8.17
MLI y Celdas solares	370.73 K	97.58 °C	225.24 K	-47.91 °C	3.96

Ángulo sólido entre la Tierra y el Sol.

Calculando el ángulo sólido con el que se ve el Sol desde la Tierra, determinamos el área del Sol proyectada sobre un plano normal a un vector que va desde la Tierra al Sol, es un disco de aproximadamente un radio 6.96×10^8 m a una distancia aproximada de 1.496×10^{11} m, el ángulo sólido se determina con la Ecuación (4.10).

$$\Omega_s = \frac{\pi R_s^2}{S^2} = \frac{\pi (6.96 * 10^8 \text{ m})^2}{(1.496 * 10^{11} \text{ m})^2} = 6.799 * 10^{-5} \text{ sr} \quad (6.20)$$

Al ser un ángulo sólido pequeño se puede asumir que la radiación solar proviene de una sola dirección, por lo tanto, la intensidad solar es paralela sin importar la dirección.

Capítulo 7 Método numérico

Objetivo: Determinar la temperatura del nanosatélite empleando el método de elementos finitos a través del software ANSYS 2021.

Alcance: Se va a simular las condiciones de trabajo durante su operación y durante su lanzamiento a órbita, además de presentar como es el acomodo óptico.

7.1. Método numérico

El método de elementos finitos o FEM (Finite Element Method) ha adquirido una gran importancia en el transcurso de los años, este método permite la resolución de problemas de ingeniería, la aplicación de este método se extiende a los campos de la ingeniería, con el cual se pueden realizar cálculos como esfuerzo, deformación, distribución de temperatura, fluidos y vibraciones.

El FEM es un método numérico para la resolución de sistemas de ecuaciones en derivadas parciales, para la resolución aproximada de problemas continuos, estableciendo las ecuaciones de contorno, condiciones iniciales, y basada en la discretización del dominio del problema en subdominios llamados “Elementos”, estos elementos están interconectados por una serie de puntos denominados nodos. (Rodríguez, 2018)

7.2. Modelo CAD simplificado

A continuación, en la Figura 48 se muestra el modelo CAD simplificado de un CubeSat 3U, esto nos permite realizar las simulaciones por el método de elementos finitos con menor tiempo computacional. En el modelo podemos observar los diferentes subsistemas que conforman el nanosatélite IXAYA. La posición de los diferentes subsistemas se explica en la Sección 6.3 Acomodo interno del nanosatélite, de igual manera los materiales empleados se explican en la Sección 6.4 de este Capítulo.

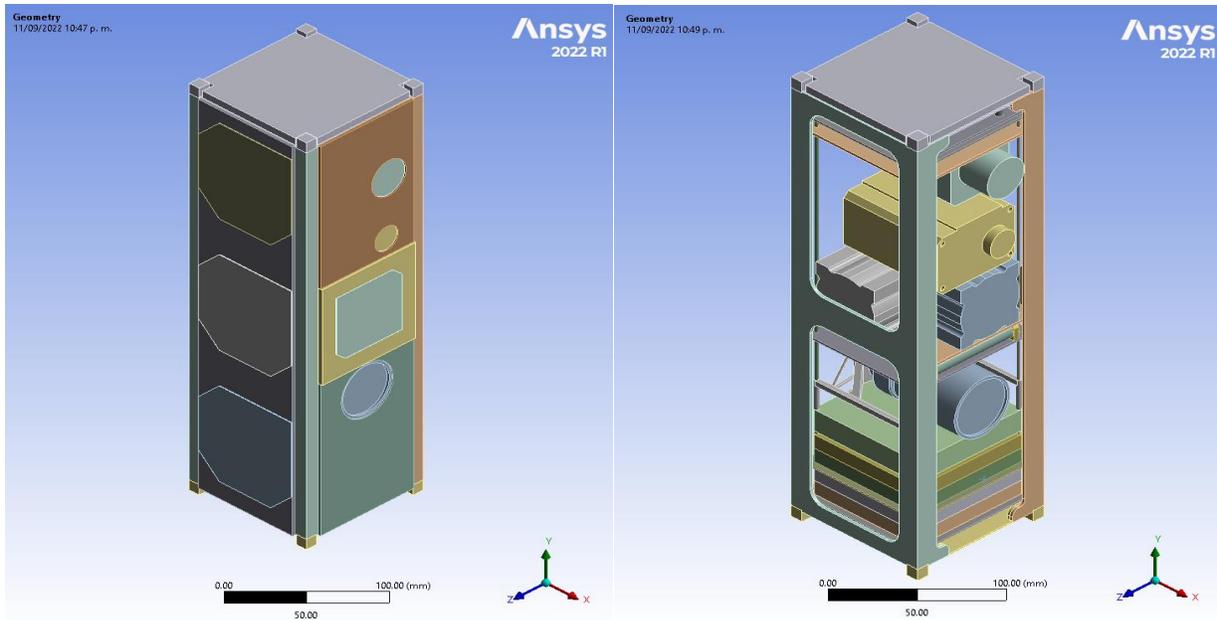


Figura 48. Modelo CAD simplificado.

7.3. Acomodo interno

Como se menciona en los requerimientos se debe cumplir que el centro de masa y el centro geométrico del modelo no sobrepasen una esfera de 2 cm de diferencia, cabe mencionar que en el modelo actual existen componentes que deben cambiar conforme se van validando con los demás subsistemas. Por el momento se realizó el acomodo de componentes para ir validando los espacios y masa del sistema en la Tabla 40 se presenta el centro geométrico y centro de masa del modelo estudiado en este trabajo, así como su diferencia. Este cálculo es una estimación, cuando el proyecto es construido hay que realizar una serie de pruebas para confirmar que se cumpla este requerimiento.

Tabla 40. Centro de masa y geométrico de Nanosatélite IXAYA.

Coordenada	Unidades	Centro geométrico	Centro de masa	Diferencia
X	mm	-52.83	-51.43	-1.40
Y	mm	187.53	187.72	-0.19
Z	mm	62.64	61.95	0.69

El acomodo interno también se realizó considerando que la óptica de las tres cámaras debe ir apuntando hacia la Tierra en todo como momento, así como la antena de banda S.

7.4. Materiales

Una vez que se tuvo el acomodo interno de los componentes y el modelo CAD simplificado, se analizan las propiedades de los materiales a emplear, dichos materiales son los utilizados por los subsistemas comerciales. En la simulación térmica los materiales y acabados superficial que se utilizaron se presentan en la Tabla 41, las propiedades termofísicas necesarias para realizar las simulaciones térmicas son: conductividad térmica, calor específico y densidad, además del uso de las propiedades ópticas: emisividad y absorptividad del material las cuales se observan en la Tabla 42.

Tabla 41. Propiedades termo físicas de los materiales (Lonny Kauder, 2005).

Material	Conductividad térmica W/(m°C)	Calor específico J/(kg°C)	Densidad kg/m ³
Aluminio 6061-T6 Pulido	167.9	915.7	2,713
Aluminio 6061-T6 Anodizado	167.9	915.7	2,713
FR4	17.7	600	1,840
Cobre	396.7	383.3	8,942
Celdas solares	32.9	334.8	5,260

Tabla 42. Propiedades ópticas de los materiales (Desing Document, 2010).

Material	Absortividad	Emisividad
Aluminio 6061-T6	1	0.86
Aluminio 6061-T6 Pulido	0.09	0.03
Aluminio 6061-T6 Anodizado	0.88	0.88
FR4	0.96	0.8
Cobre	0.9	0.8
Celdas solares	0.85	0.85
Pintura negra PT401 Gloss paint	0.95	0.83
Pintura Blanca Zerlauts Z-93	0.2	0.9
MLI 0.25 mil	0.15	0.34

El Aluminio 6061-T6 es un material de grado espacial y es empleado en la estructura del nanosatélite IXAYA, además también para para algunas piezas de sujeción para las cámaras u otros componentes.

Las placas de electrónica son realizadas de materiales compuestos como es el FR4, por tanto, las PCB's así como los microchips son de FR4. Las baterías de litio son empleadas en el subsistema de potencia únicamente en la batería, la estructura de este subsistema se le coloca FR4. El cobre se emplea en el subsistema ADCS para el embobinado y la antena de banda S.

7.5. Condiciones de frontera

Las superficies externas del nanosatélite son las que interactúan con las cargas térmicas mencionadas en la Sección 2.2 donde se explica el ambiente espacial, el cual consiste en radiación proveniente del Sol, radiación de la Tierra y el Albedo. El valor de las cargas es obtenido por el software STK. A continuación, se explican cada una de las cargas térmicas y como fueron aplicadas al modelo.

7.5.1. Intensidad solar

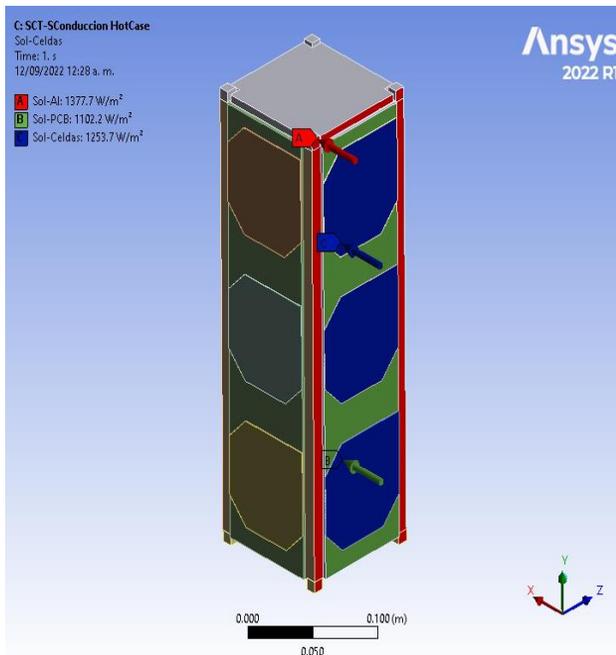
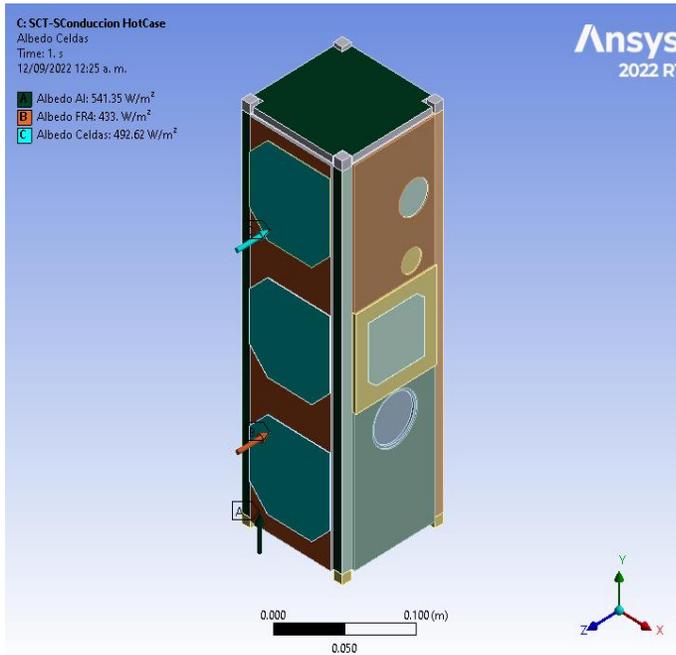


Figura 49. Radiación solar.

La radiación solar máxima se presenta el 21 de marzo del 2023, con un valor de 1377.7 W/m^2 , es directa sobre una de las caras del satélite, como se muestra en la Figura 49, la cual es la opuesta a la cara que apunta a la Tierra y sucede para el caso más crítico durante la órbita. El valor mencionado se emplea para las simulaciones del caso estacionario. La radiación incidente depende de las propiedades ópticas del material, es decir, varía dependiendo de la superficie es por esta razón que se presentan 3 cargas distintas. En la cara directa al Sol presenta Aluminio, PCB y Celdas solares.

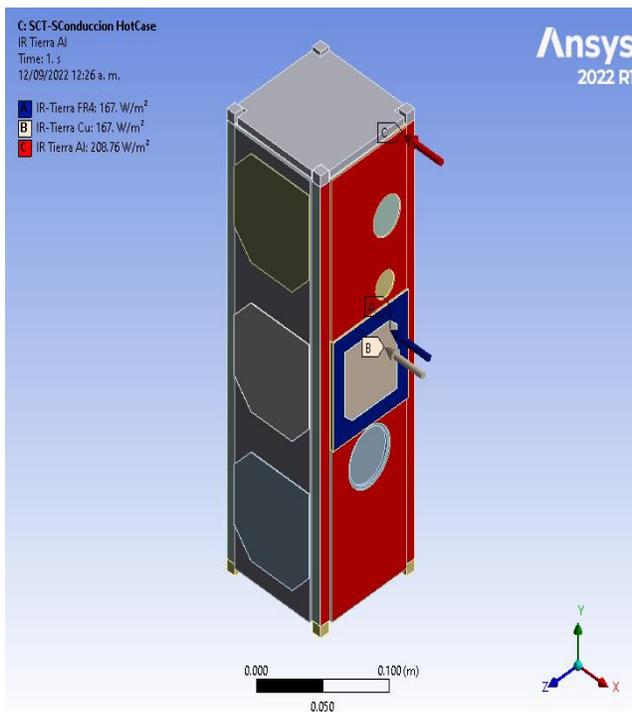
7.5.2. Albedo



La radiación por albedo se considera en el día con mayor intensidad solar, con un valor de 541.35 W/m^2 , se presenta en las caras del satélite excepto en la cara directa al Sol y la cara directa a la Tierra. El valor mencionado se emplea únicamente en las simulaciones estacionarias, en la Figura 50 observamos en donde se sitúa la radiación por albedo. El valor depende del material, en este caso se presenta en 3 materiales distintos los cuales son: Aluminio, FR4 y celdas solares.

Figura 50. Radiación del albedo.

7.5.3. Radiación de la Tierra



La radiación de la Tierra se presenta con un valor de 208.76 W/m^2 , directamente a la cara de la óptica como se muestra en la Figura 51, en esta cara se encuentra los lentes de la cámara y la antena de banda S, por lo tanto, cuenta con 3 superficies de materiales distintos; Aluminio 6061 T6, la antena es de cobre y el soporte de la antena es de material FR4. Es importante considerar las propiedades termofísicas de estos, en consecuencia, las cargas de radiación se ven modificadas, en la Figura 51 se muestran los valores empleados en cada una de estas superficies.

Figura 51. Radiación de la Tierra.

7.5.4. Disipación de calor interno

La radiación emitida por el satélite depende de la potencia disipada como el calor proveniente de los componentes electrónicos hacia el espacio. En algunos componentes la potencia disipada se encuentra en la hoja de especificaciones que brindan las empresas, en caso de ausencia de datos se determinó la potencia disipada por medio de la Ley de Ohm Térmica. Únicamente se determinó la potencia disipada en 4 subsistemas, debido a que aún no se establecen todos los subsistemas para la misión IXAYA y por cuestiones de confidencialidad algunos subsistemas comerciales no brindan las hojas de especificaciones ni que componentes utilizan en sus placas.

En el subsistema de la computadora de vuelo se encuentran 3 componentes electrónicos que se analizaron para determinar la potencia disipada en cada uno de ellos. Dichos componentes se muestran en la Figura 52. Únicamente se mencionan estos dispositivos debido a que, por cuestiones de confidencialidad, las compañías no muestran cada uno de sus componentes.

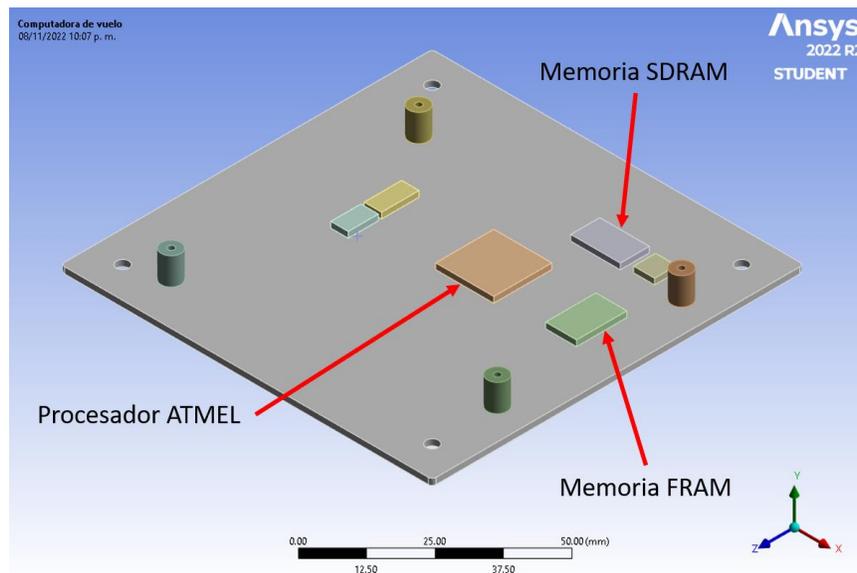


Figura 52. Componentes con disipación térmica de la tarjeta OBC1.

El procesador ATMEL es un microcontrolador con un voltaje operacional de 1.2V a 4.0V, tiene un rango de temperatura de operación $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $85\text{ }^{\circ}\text{C}$ y un rango de temperatura de almacenamiento de $-45\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $150\text{ }^{\circ}\text{C}$. En la hoja de especificaciones no proporcionan el dato de la resistencia térmica de la unión por lo que la disipación de calor se determinó calculando la potencia de consumo máxima del microprocesador y se tomó el valor de la mitad de ese valor.

La memoria SDRAM instalada en la tarjeta tiene un voltaje operacional de 3.0 V a 3.6 V y tiene un rango de temperatura de operación -40 °C a 85 °C. Las especificaciones del componente mencionan una disipación de potencia de 0.75 W.

La memoria FRAM cuenta con un voltaje operacional de 2.7 V a 5.5 V y tiene un rango de temperatura de operación de -40 °C a 85 °C. Las especificaciones del componente proporcionan los datos necesarios para calcular la disipación de calor del componente a través de la Ecuación (4.35). Los valores de los parámetros se tienen en la Tabla 43. En donde se observa que la potencia disipada calculada es de 709 mW.

Tabla 43. Valores utilizados para la estimación de potencia disipada de la CV-FRAM.

Parámetro	Valor	Unidad
T_{Jmax}	125	°C
T_{Amax}	25	°C
θ_{JA}	141	°C/W
P_D	0.7092	W

En el subsistema ADCS se encuentran 2 componentes electrónicos que se analizaron para determinar la potencia disipada en cada uno de ellos. Dichos componentes se muestran en la Figura 53. Únicamente se mencionan estos dispositivos debido a que, por cuestiones de confidencialidad, las compañías no muestran cada uno de sus componentes.

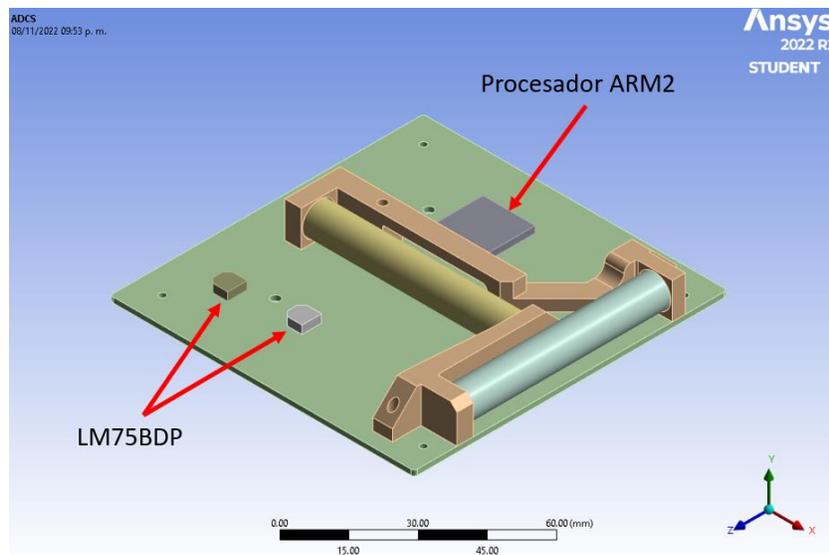


Figura 53. Componentes con disipación térmica de la tarjeta ADCS.

El procesador ARM2 es un microcontrolador con un voltaje operacional de 1.8 V a 3.6 V y tiene un rango de temperatura de operación -40 °C a 105 °C. En la hoja de especificaciones del componente proporcionan el dato de la potencia disipada de varios tipos de paquetes, la tarjeta no menciona que tipo emplea se utilizó el que proporciona mayor disipación de calor, debido a que es el más crítico, siendo el modelo WLCSP90 con una disipación de 543 mW.

El componente LM75B tiene un voltaje operacional de 2.8 V a 5.5 V y tiene un rango de temperatura de operación -55 °C a 125 °C. Las especificaciones del componente proporcionan los datos necesarios para calcular la disipación de calor del componente a través de la Ecuación (4.35). Los valores de los parámetros se tienen en la Tabla 44. En donde se observa que la potencia disipada calculada es de 446 mW.

Tabla 44. Valores utilizados para la estimación de potencia disipada de la ADCS-LM75B.

Parámetro	Valor	Unidad
T_{Jmax}	150	°C
T_{Amax}	25	°C
θ_{JA}	56	°C/W
P_D	0.446	W

En el subsistema de comunicaciones UHF se encuentran 2 componentes electrónicos que se analizaron para determinar la potencia disipada en cada uno de ellos. Dichos componentes se muestran en la Figura 54. Únicamente se mencionan estos dispositivos debido a que, por cuestiones de confidencialidad, las compañías no muestran cada uno de sus componentes. Ambos componentes de este subsistema fueron analizados, ya que cuenta con los mismos que el subsistema ADCS.

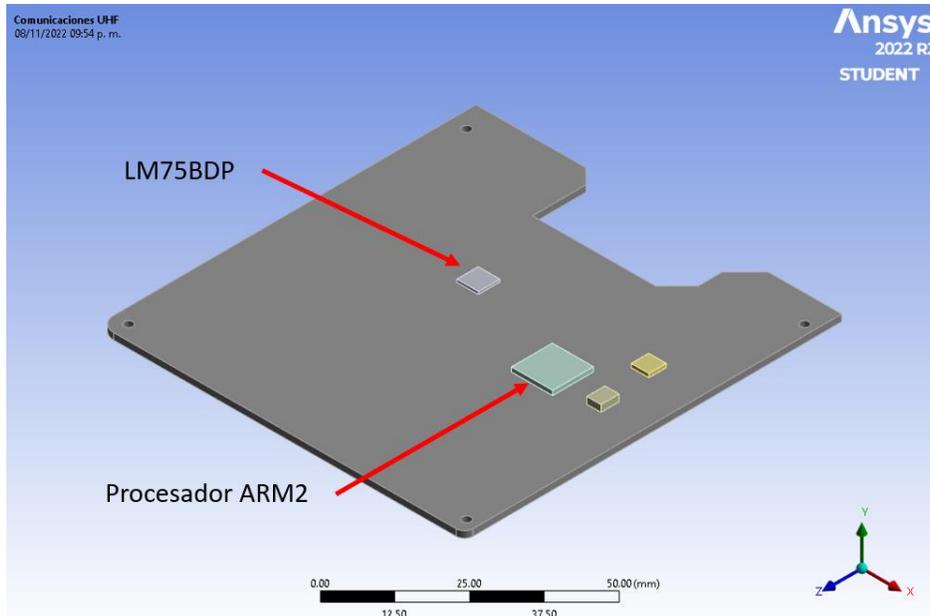


Figura 54. Componentes con disipación térmica de la tarjeta de comunicaciones UHF.

Únicamente se realizó el cálculo de estos componentes electrónicos para el análisis térmico del satélite, al momento de adquirir las placas de electrónica es posible realizar un análisis a más detalle. En la Tabla 45 se presenta la recopilación de la disipación térmica de cada uno de los componentes electrónicos.

Tabla 45. Especificaciones eléctricas de los componentes.

Tarjeta	Componente	Potencia máxima W
Computadora de vuelo	CV – ATMEL	0.7
	CV – FRAM 1	0.7
	CV – SDRAM	0.75
Comunicaciones UHF	COM – ARM2	0.54
	COM – LM75BDP	0.44
ADCS	ADCS – ARM2	0.54
	ADCS – LM75BDP 1	0.44
	ADCS – LM75BDP 2	0.44
Potencia	Batería 1	2
	Batería 2	2
Total		8.55

7.6. Parámetros de malla

El método de elementos finitos utiliza la discretización del dominio en elementos (malla), en este trabajo se presenta un modelo tridimensional utilizando elementos cúbicos o tetraédricos. ANSYS cuenta con un mallado automático, el cual se aplicó al modelo mostrado en la Figura 48, empleando 174,402 nodos y 55,674 elementos. Una herramienta que presenta ANSYS es el análisis de la calidad de malla el cual consiste en comparar cada elemento generado con un elemento ideal, por consiguiente, mientras más cercano este el elemento del ideal su valor tiene de acercarse a la unidad. En la Figura 55 podemos observar la gráfica de la calidad de malla al utilizar el mallado automático y en la Tabla 46 encontramos los datos de la malla.

Tabla 46. Calidad de la malla automática.

Calidad máxima	0.99
Calidad promedio	0.52
Calidad mínima	0.01

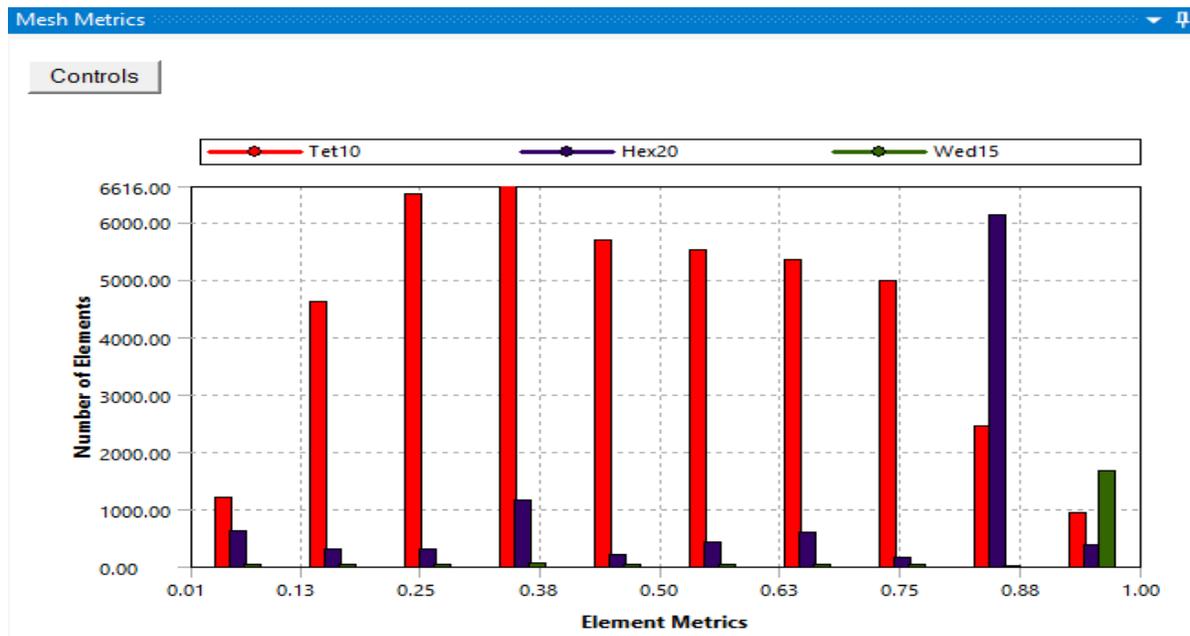


Figura 55. Calidad de mallado automático.

Para un correcto análisis existen recomendaciones que nos ayudan a obtener mejores resultados, por ejemplo, el aplicar algunos controladores de malla en diversas regiones y diversos

subsistemas. A continuación, se explican cuáles fueron los controladores de malla a usar en algunos subsistemas.

Como se mencionó anteriormente, la computadora de vuelo tiene componentes electrónicos los cuales generan calor, estos componentes se les aplica un controlador de malla, al igual que a los cilindros que realizan la interfaz entre la PCB superior e inferior de la computadora. Se aplicaron 3 controladores de malla; Face Meshing se aplicó a los cilindros para que estos tuvieran 2 divisiones internas, se emplearon dos Edge Sizing, el primero al chip principal que se encuentra en medio de la PCB en el cual se colocaron 8 divisiones por arista, y el segundo al resto de los chips con 6 divisiones por arista. En la Figura 56 podemos observar el cambio del mallado automático al mallado con los controladores aplicados.

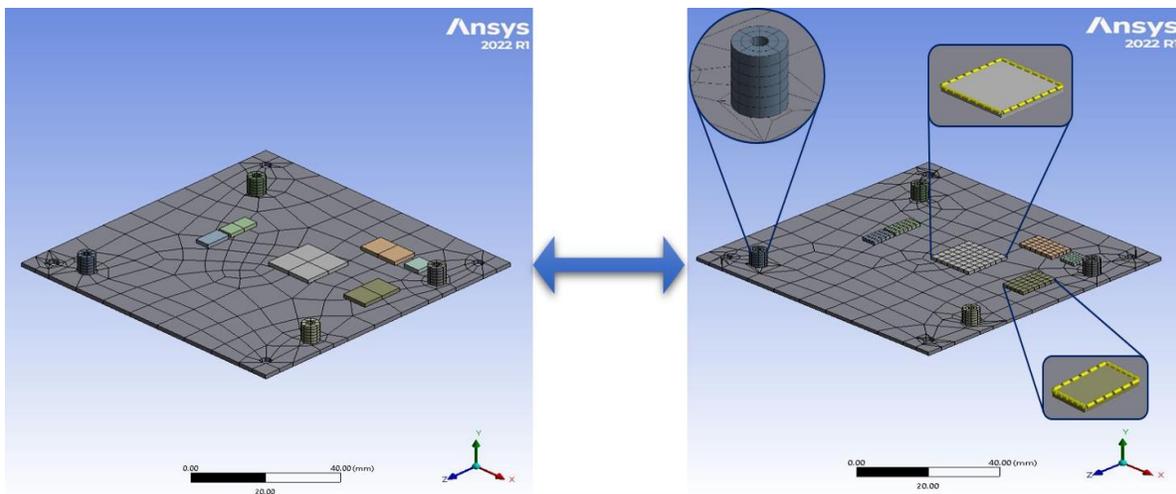


Figura 56. Control de malla de la computadora de vuelo.

En el subsistema ADCS se utilizaron dos controladores Edge Sizing; el primero en el chip principal que se encuentra del lado derecho PCB colocando 8 divisiones por arista y el segundo en los cilindros que representan las bobinas con 12 divisiones en la circunferencia, en la PCB se aplicó un método automático, esto con la finalidad no generar un refinamiento en la malla del centro de la PCB para realizar posteriormente un análisis de convergencia y así variar el tamaño del elemento. En la Figura 57 se observa el cambio con los controladores de malla en el subsistema ADCS.

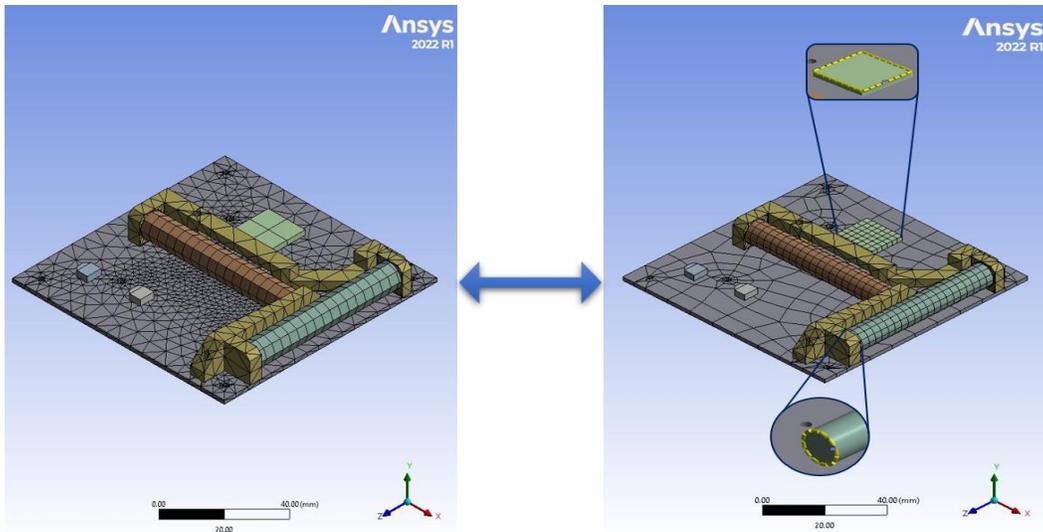


Figura 57. Control de malla del subsistema ADCS

En el subsistema de comunicaciones UHF se utilizaron dos controladores Edge Sizing; el primero en el chip principal, se distingue por ser el de mayor tamaño en la PCB, se colocaron 10 divisiones por arista y el segundo en los demás componentes electrónicos, colocando 6 divisiones por arista. En la Figura 58 se observa el cambio con los controladores de malla en el subsistema de comunicaciones de la banda UHF.

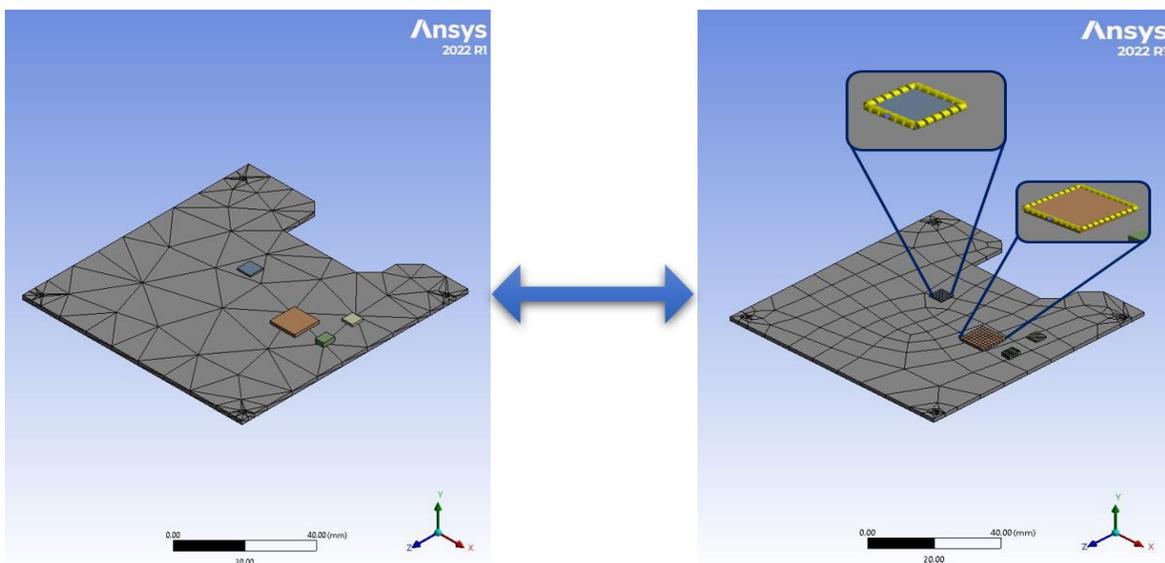


Figura 58. Control de malla del subsistema de comunicaciones.

Los demás subsistemas no se les aplicaron controladores debido que se realizara un análisis de convergencia variando el tamaño del elemento para determinar en qué valor empieza a converger la simulación.

7.7. Análisis de convergencia

Para verificar que se emplea un uso correcto del tamaño de las mallas, se realiza un análisis de convergencia de malla, en donde se varía el tamaño del elemento hasta que la variación de los resultados sea aproximadamente del 5%. En la 47 se presentan las 6 simulaciones realizadas y el tamaño de elemento que se empleó para cada uno.

Tabla 47. Simulaciones variando el tamaño del elemento.

Simulación	Tamaño del elemento
0 - Automático	11 mm
1	10 mm
2	8 mm
3	6 mm
4	4 mm
5	3 mm

En la Figura 59 se presentan los resultados de las 6 simulaciones realizadas, presentando la temperatura global del satélite para el caso estacionario. A partir del punto 3 podemos visualizar la convergencia de las simulaciones con una diferencia del 4% y del punto 4 una diferencia del 0.5%.

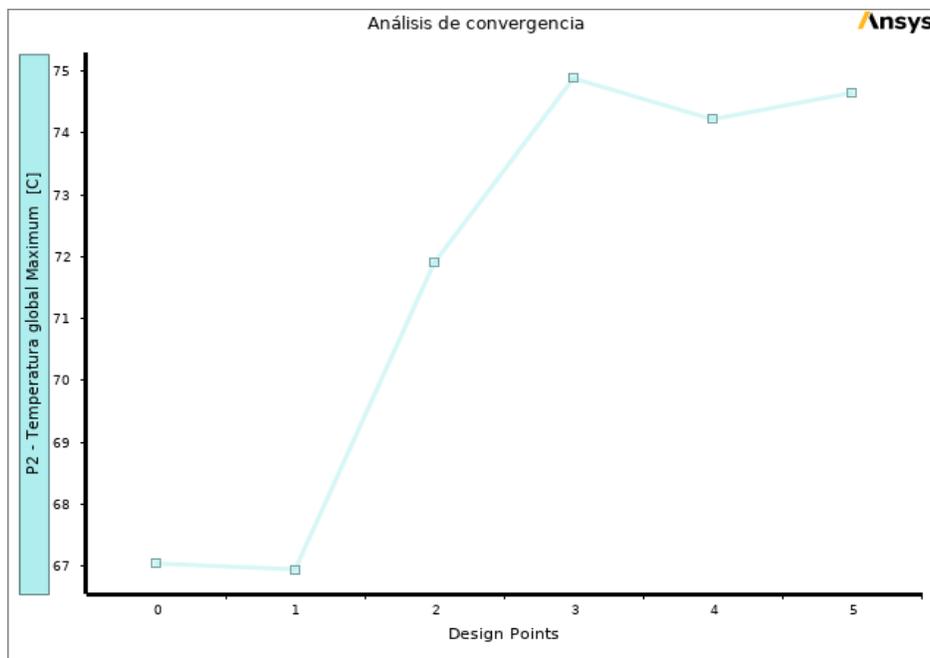


Figura 59. Análisis de convergencia.

7.8. Análisis térmico

El análisis térmico determina la temperatura a la cual está el satélite durante su órbita, con la finalidad de verificar que los componentes trabajen dentro de sus temperaturas de operación. Se realizaron múltiples simulaciones para observar la variación de temperatura en los siguientes casos:

- Sin control térmico y sin celdas: En este caso se analiza el modelo sin contemplar ningún tipo de control térmico ni celdas solares, por lo que la estructura de aluminio 6061-T6 se encuentra completamente expuesta a las cargas eternas.
- Sin control térmico: En este caso se analiza el modelo sin contemplar ningún tipo de control térmico, la estructura es de aluminio 6061-T6 y las celdas solares en las caras del satélite, estas se asemejan a un control térmico pasivo.
- Aluminio pulido: En este caso se contempla que la estructura interna y externa es de aluminio pulido, al igual que el caso anterior cuenta con las celdas solares.
- Aluminio anodizado: En este caso se contempla que la estructura interna y externa es de aluminio anodizado, al igual que el caso anterior cuenta con las celdas solares.
- Pintura negra con celdas solares: En este caso se contempla el colocar pintura negra de grado espacial en las caras del CubeSat.
- Pintura blanca: En este caso se contempla el colocar pintura blanca de grado espacial en las caras del CubeSat.
- Mylar con celdas solares: Se realiza la simulación considerando que las caras del satélite se encuentran forradas con un control térmico pasivo en este caso es el Mylar.
- Análisis transitorio: En este caso calcula la temperatura del satélite en su trayectoria orbital, lo que implica una variación de las cargas de radiación en función del tiempo.

7.8.1. Sin control térmico y sin celdas solares

En este caso se analiza el satélite sin considerar alguna superficie de control térmico y sin paneles solares como se observa en la Figura 60 el modelo simplificado, toda la estructura es de aluminio 6061-T6 con excepción de la antena de Banda S la cual es de Cobre.

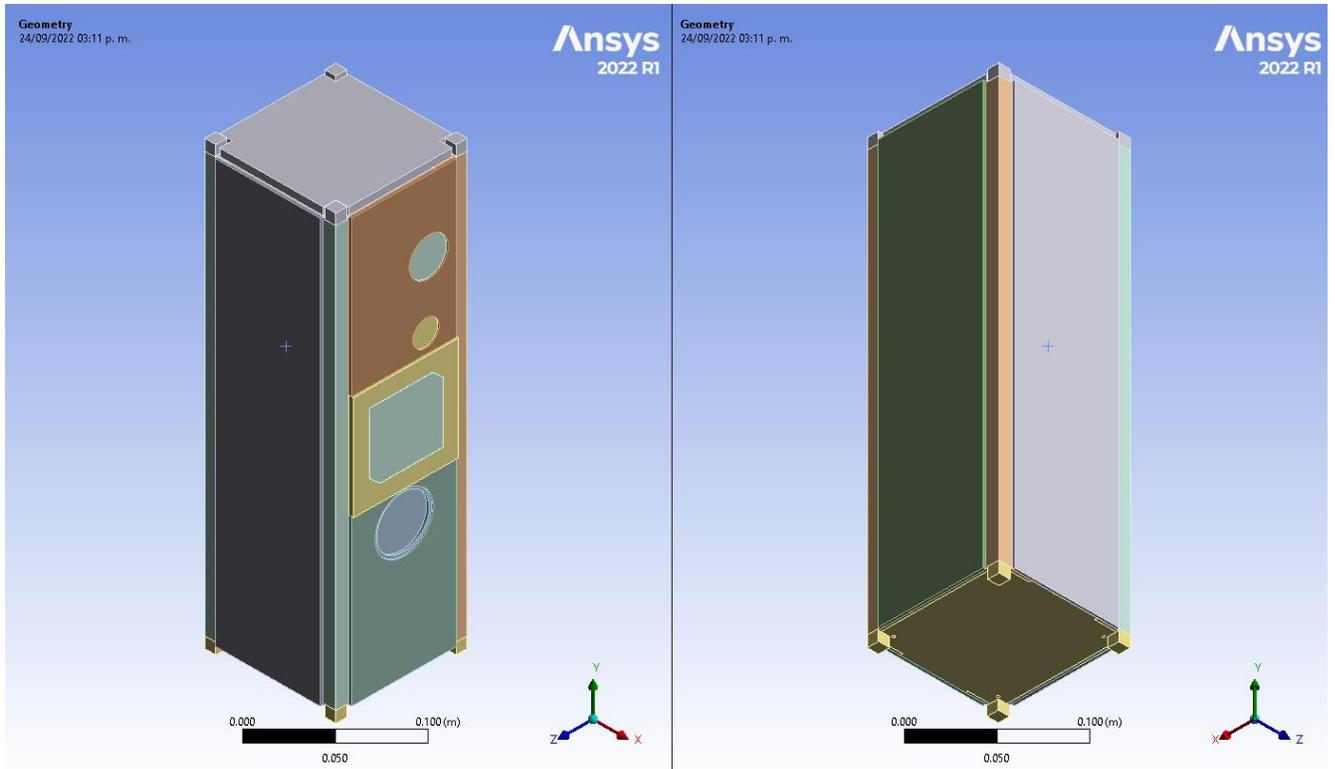


Figura 60. Modelo CAD simplificado sin paneles solares.

Caso caliente

En este caso se consideran los valores marcados para el momento con mayor intensidad solar durante la vida de la misión el cual es el día 21 de marzo del 2023. La potencia interna es contemplando que todos los subsistemas están encendidos en todo momento a su máxima potencia. En la Tabla 48 se presentan los datos de la radiación incidente en cada una de sus caras, así como los materiales que hay en dicha superficie.

Tabla 48. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio	1377.74
B	Albedo	Aluminio	541.35
C	IR- Tierra	Aluminio	208.76
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio	541.35
E	Albedo	Aluminio	541.35
F	Albedo	Aluminio	541.35

En las Figura 61 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones.

La estructura alcanza una temperatura máxima de 63.83 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de 11.07 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior, debido a de los procesadores de la computadora de vuelo y el sistema de comunicaciones.

En la computadora de vuelo la temperatura máxima se presenta en la memoria FRAM con 72.91 °C y una temperatura mínima de 54.48 °C. En el subsistema de comunicaciones de la banda UHF la temperatura máxima es de 59.46 °C en los dos procesadores, mientras que la mínima se encuentra en las esquinas de la PCB con una temperatura de 42.83 °C. En las cámaras podemos observar que la mayor temperatura se concentra en los lentes, los cuales apuntan a la Tierra en todo momento.

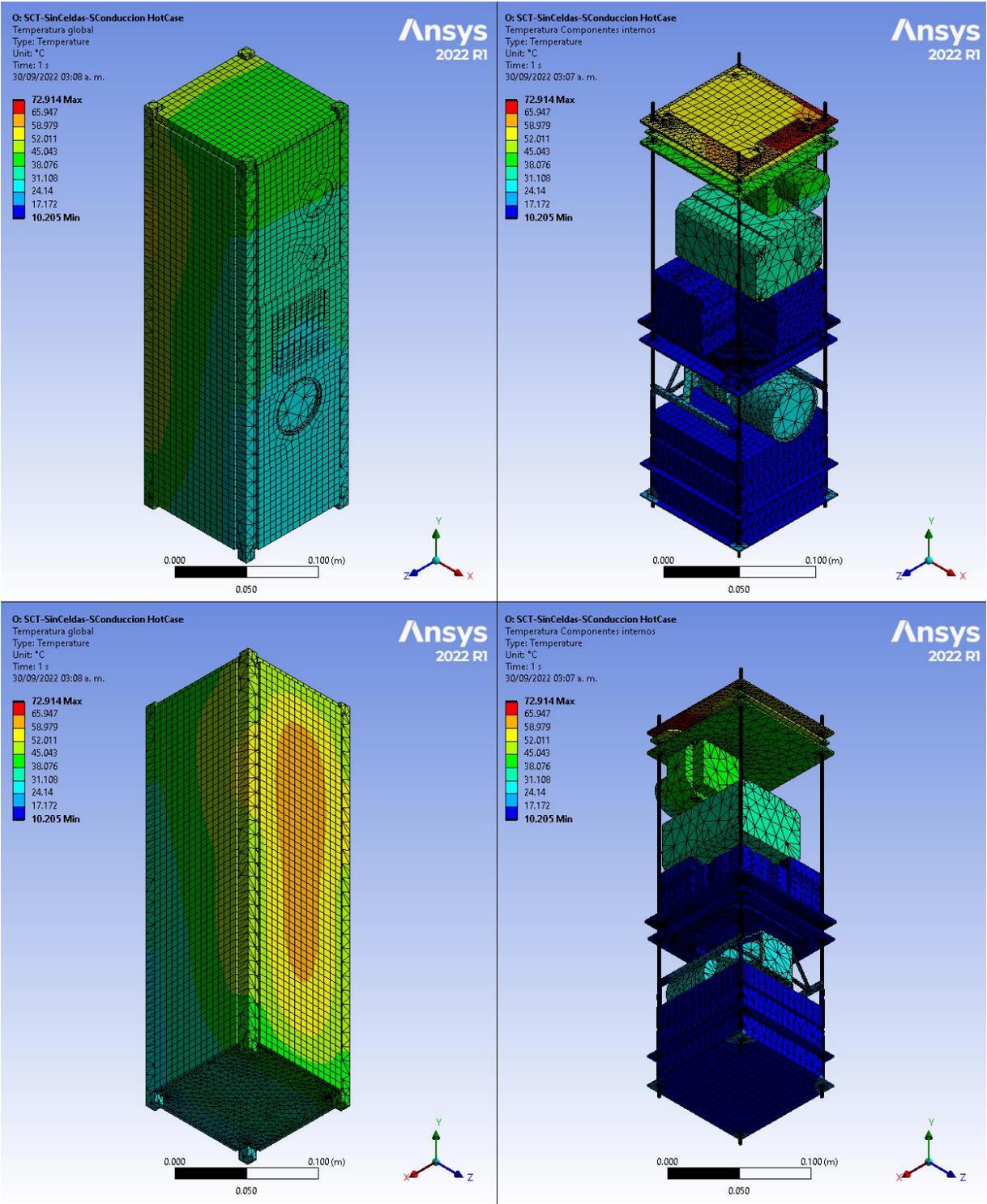


Figura 61. Caso caliente gradiente de temperatura sin control térmico ni celdas solares;
a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En el caso frío es cuando el satélite se encuentra en eclipse total, lo que implica que no está recibiendo radiación del Sol directa, en cuanto a los componentes se considera que están apagados por lo que no hay disipación de calor interna. En la Tabla 49 se presentan los valores de frontera para el caso frío, únicamente se contempla la carga en la cara C del nanosatélite que corresponde a la radiación de la Tierra.

Tabla 49. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio	0
B	Albedo	Aluminio	0
C	IR- Tierra	Aluminio	208.76
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio	0
E	Albedo	Aluminio	0
F	Albedo	Aluminio	0

En la Figura 62 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

La superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -112 °C en la cara directa a la Tierra, una temperatura mínima de -125.22 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -125.16 °C y el subsistema ADCS con -125.74 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara gecko presenta una temperatura promedio de -119.39 °C, la cámara TAU -115.09 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -113.83 °C.

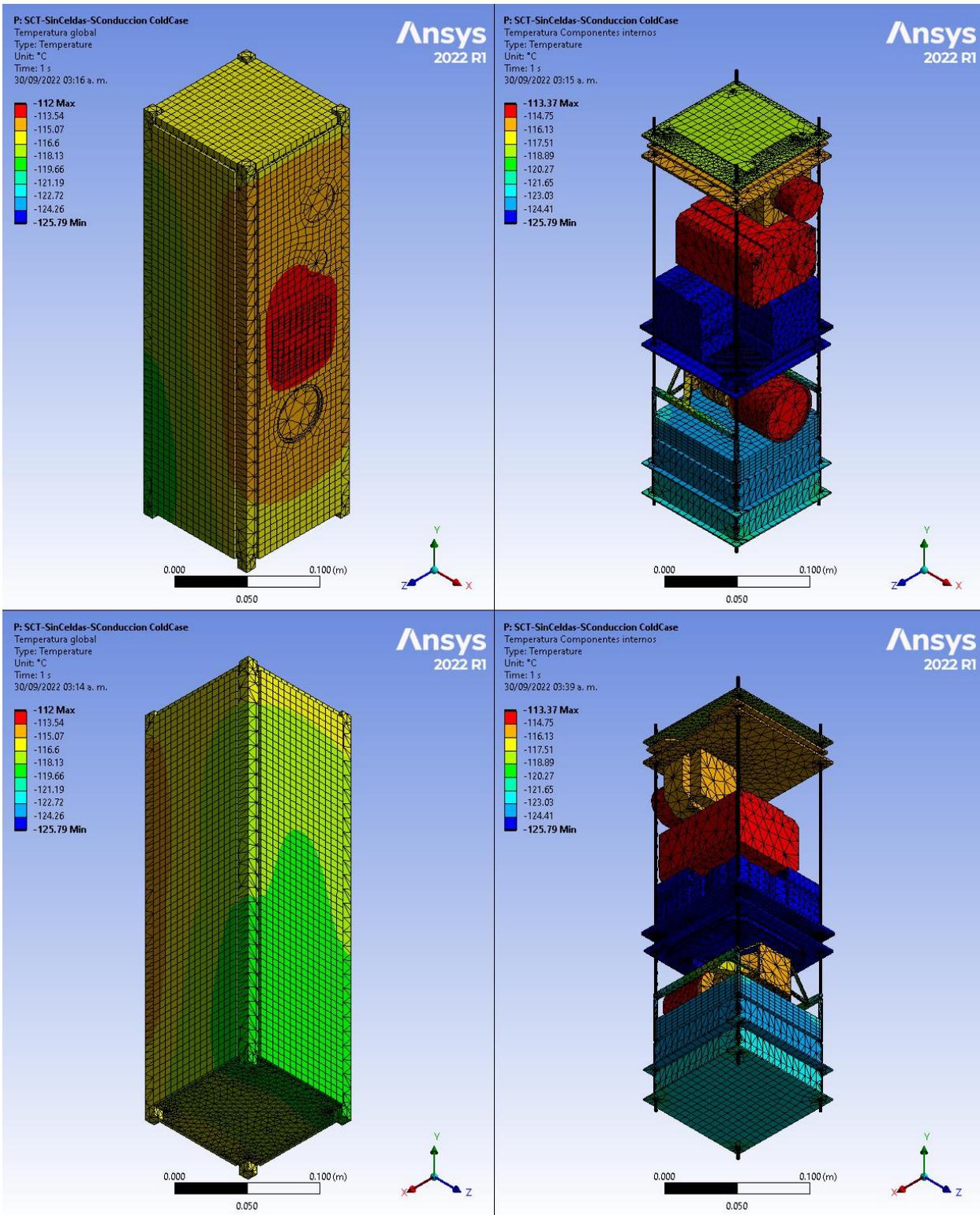


Figura 62. Caso frío gradiente de temperatura sin control térmico ni celdas solares; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 50 se muestran los resultados de la temperatura de cada uno de los subsistemas, para el caso caliente y el caso frío, se encuentran los valores máximos, mínimos y promedio, considerando que el satélite no cuenta con paneles solares ni algún tipo de control térmico.

Tabla 50. Temperatura en los subsistemas sin control térmico.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	72.91	25.50	10.20	-112	-120.81	-125.79
Estructura	63.83	27.34	11.07	-113.25	-120.08	-125.22
Gecko	29.41	21.17	13.51	-113.77	-119.39	-123.33
CV	72.91	61.88	54.48	-117.85	-118.02	-118.14
TAU	41.27	39.76	36.67	-113.92	-115.09	-115.51
Neutrino	35.90	35.24	34.51	-113.37	-113.83	-113.87
Banda S	34.97	31.54	28.66	-112	-112.9	-114.21
UHF	46.11	43.82	41.50	-115.16	-115.66	-116.07
ADCS	15.25	12.25	10.99	-124.91	-125.74	-125.79
Control O.	12.84	11.99	11.52	-125.05	-125.16	-125.19
COM	59.46	52.15	42.83	-115.37	-115.66	-115.73
Bateria 1	22.79	15.47	13.35	-120.1	-121.77	-122.43
Bateria 2	12.85	10.79	10.20	-122.78	-123.38	-123.48
Panel S.	63.83	45.66	29.41	-113.93	-117.02	-119.11
Caras Ext.	63.83	27.55	11.07	-112	-119.96	-125.22
Sub. Internos	72.91	23.21	10.20	-113.37	-121.47	-125.79

7.8.2. Sin control térmico y con paneles solares

En este caso se analiza el satélite sin considerar alguna superficie de control térmico como el caso anterior, pero en este modelo si se presentan los paneles solares como se observa en la Figura 63 en la cual se presenta el modelo simplificado.

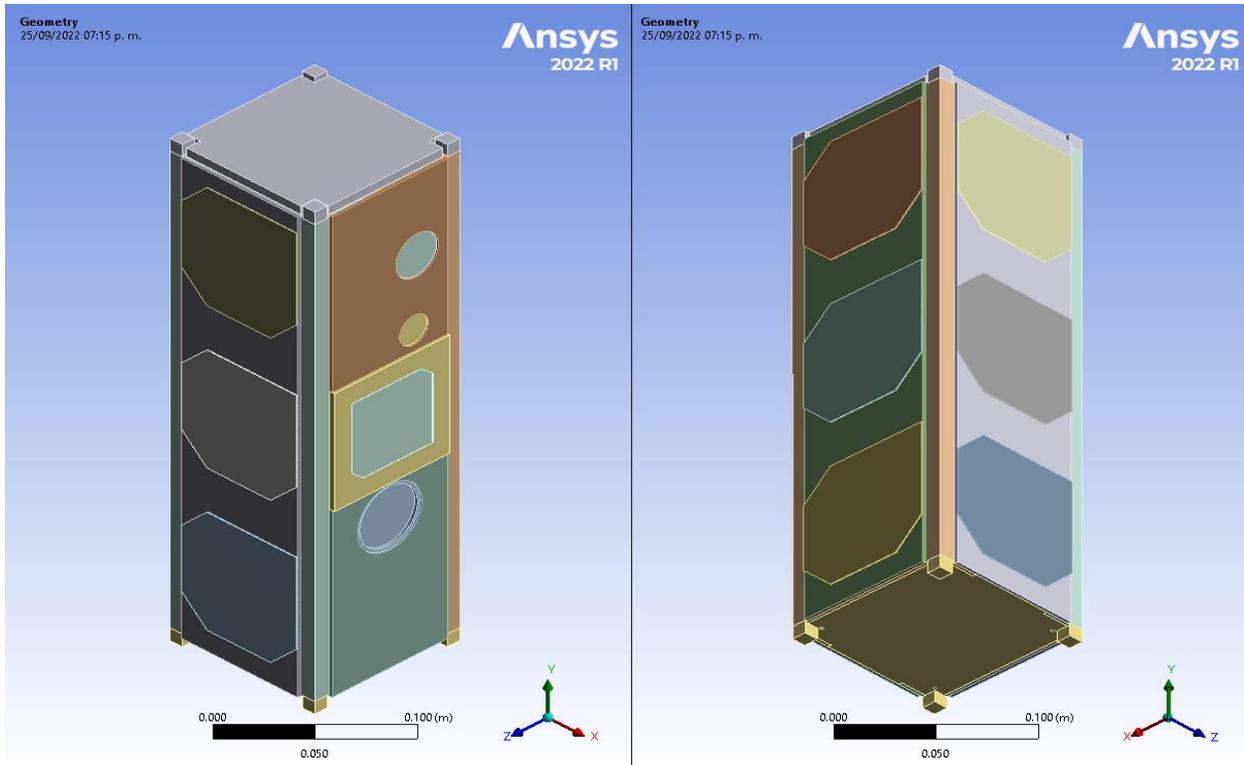


Figura 63. Modelo CAD simplificado con paneles solares.

En el caso caliente y el caso frío se contemplaron que la absorptividad en la estructura es la máxima con una emisividad de 0.35 tanto externa como interna, para poder observar la diferencia de la temperatura al emplear un acabado superficial o el uso de un control térmico activo.

Caso caliente

En este caso se consideran los valores marcados para el momento con mayor intensidad solar durante la vida de la misión el cual es el día 21 de marzo del 2023. La potencia interna es contemplando que todos los subsistemas están encendidos en todo momento a su máxima potencia. En la Tabla 51 se presentan los datos de la radiación incidente en cada una de sus caras, así como los materiales que hay en dicha superficie.

Tabla 51. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico y con paneles solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio	1377.74
		Celdas solares	1171.07

		FR4	1322.62
B	Albedo	Aluminio	541.35
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
C	IR- Tierra	Aluminio	208.76
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio	541.35
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
E	Albedo	Aluminio	541.35
F	Albedo	Aluminio	541.35

En las Figura 64 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones.

La estructura alcanza una temperatura máxima de 79.30 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de 30.53 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior, debido a de los procesadores de la computadora de vuelo y el sistema de comunicaciones.

En la computadora de vuelo la temperatura máxima se presenta en la memoria FRAM con 97.21 °C y una temperatura mínima de 81.34 °C. En el subsistema de comunicaciones de la banda UHF la temperatura máxima es de 86.80 °C en los dos procesadores, mientras que la mínima se encuentra en las esquinas de la PCB con una temperatura de 86.80 °C. En las cámaras podemos observar que la mayor temperatura se concentra en los lentes, los cuales apuntan a la Tierra en todo momento.

En los componentes internos podemos visualizar que los subsistemas que presentan menor temperatura son; las ruedas inerciales con una temperatura máxima de 34.69 °C y la temperatura mínima de 33.83 °C, el subsistema ADCS presenta una temperatura máxima de 34.71 °C y una mínima de 29.59 °C, las baterías presentan una temperatura promedio de 35.33 °C y 29.99 °C para la batería en la parte inferior del satélite.

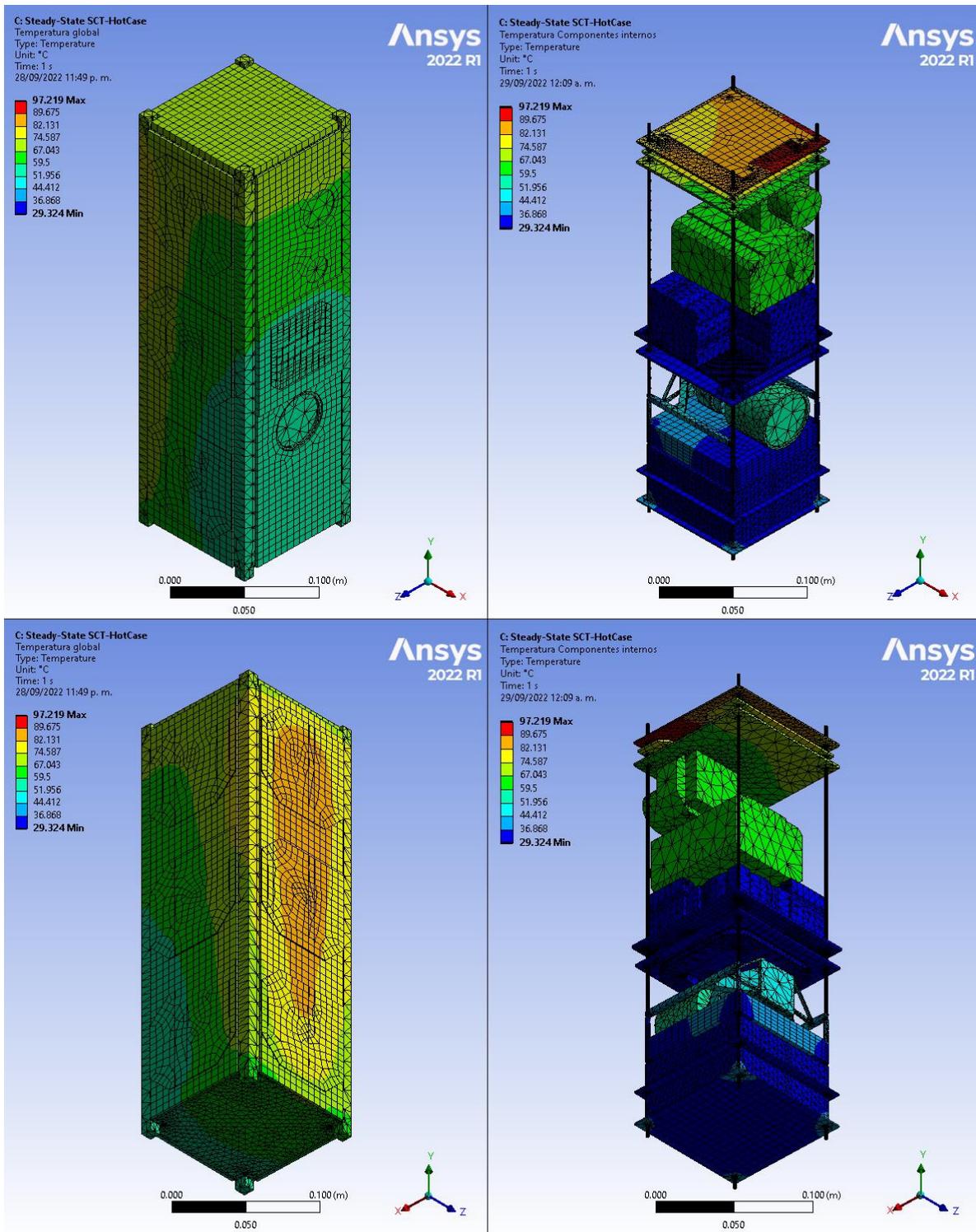


Figura 64. Caso caliente gradiente de temperatura sin control térmico; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En el caso frío es cuando el satélite se encuentra en eclipse total, los componentes se considera que están apagados por lo que no hay disipación de calor interna. En la Tabla 52 se presentan los valores de frontera para el caso frío, al igual que el caso anterior únicamente se contempla la carga en la cara C del nanosatélite que corresponde a la radiación de la Tierra.

Tabla 52. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies sin control térmico y con paneles solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
B	Albedo	Aluminio	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
C	IR- Tierra	Aluminio	208.76
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
E	Albedo	Aluminio	0
F	Albedo	Aluminio	0

En la Figura 65 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

La estructura presenta una temperatura máxima de -110.43 °C en la cara directa a la Tierra, una temperatura mínima de -121.58 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -121.16 °C y el subsistema ADCS con -122.23 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara gecko presenta una temperatura promedio de -116.32 °C, la cámara TAU -112.16 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -111 °C.

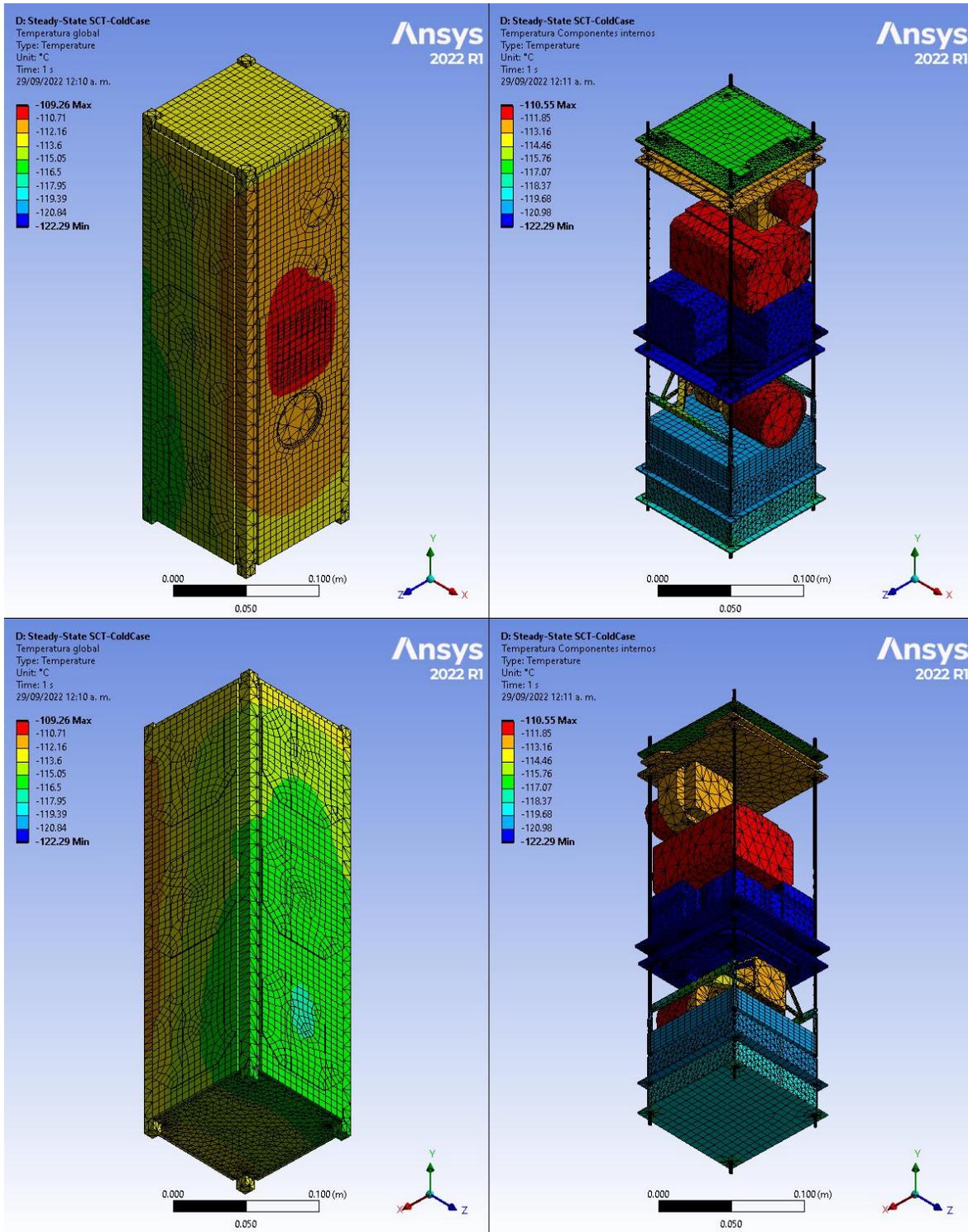


Figura 65. Caso frío gradiente de temperatura sin control térmico; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 53 se presentan las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como en caso caliente sin control térmico y con paneles solares.

Tabla 53. Temperatura en los subsistemas sin control térmico y con paneles solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	97.21	48.19	29.32	-109.26	-117.58	-122.29
Estructura	79.30	49.04	30.53	-110.43	-117.08	-121.58
Gecko	54.99	43.55	33.76	-110.94	-116.32	-120
CV	97.21	87.02	81.34	-115.84	-115.98	-116.1
TAU	67.58	66.34	63.75	-111.04	-112.16	-112.56
Neutrino	62.71	61.38	60.56	-110.55	-111	-111.04
Banda S	61.18	56.05	53.3	-109.26	-110.15	-111.41
UHF	74.28	72.17	69.96	-112.24	-112.76	-113.21
ADCS	34.71	31.15	29.59	-121.27	-122.23	-122.29
Control O.	34.69	34.11	33.83	-121.09	-121.16	-121.18
COM	86.80	79.4	69.87	-112.45	-112.8	-112.88
Bateria 1	44.65	35.33	33.21	-117	-118.7	-119.3
Bateria 2	32.81	29.99	29.32	-119.63	-120.24	-120.31
Panel S.	87.71	70.27	55.54	-111.17	-114.38	-116.56
Caras Ext.	87.71	52.15	30.53	-109.26	-116.61	-121.58
Sub. Internos	97.21	44.72	29.32	-110.55	-118.25	-122.29

7.8.3. Aluminio pulido

En este caso se contempla que el nanosatélite IXAYA tiene las celdas solares ya integradas. La estructura se considera que es aluminio pulido tanto la parte externa como interna, por consiguiente, sus propiedades ópticas son distintas, el modelo empleado para ese análisis es el presentado en la Figura 63.

Caso caliente

En este caso se consideran los valores marcados para el momento con mayor intensidad solar durante la vida de la misión el cual es el día 21 de marzo del 2023. La potencia interna es

contemplando que todos los subsistemas están encendidos en todo momento a su máxima potencia. En la Tabla 54 se presentan los datos de la radiación incidente en cada una de sus caras, así como los materiales que hay en dicha superficie.

Tabla 54. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio pulido y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio pulido	123.99
		Celdas solares	1171.07
		FR4	1322.62
B	Albedo	Aluminio pulido	48.72
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
C	IR- Tierra	Aluminio pulido	18.78
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio pulido	48.72
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
E	Albedo	Aluminio pulido	48.72
F	Albedo	Aluminio pulido	48.72

En la Figura 66 podemos observar la distribución de la temperatura del satélite global, los subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones. En la imagen a) y c) podemos observar únicamente el satélite completo, mientras que en la imagen b) y d) podemos observar la de los componentes internos.

La estructura alcanza una temperatura máxima de 62.33 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de 18.86 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior, debido a de los procesadores de la computadora de vuelo y el sistema de comunicaciones. La computadora de vuelo presenta la misma distribución de temperatura que el caso anterior, pero con una disminución de 7 °C en su temperatura aproximadamente, en el sistema de comunicaciones presenta una temperatura en el microprocesador menor que el caso anterior con un valor aproximado de 10 °C.

En los componentes internos podemos visualizar que los subsistemas que presentan menor temperatura son; las ruedas inerciales con una temperatura promedio de 25.22 °C, el subsistema ADCS presenta una temperatura promedio de 21.31 °C, las baterías presentan una temperatura promedio de 22.43 °C y 18.45 °C para la batería en la parte inferior del satélite.

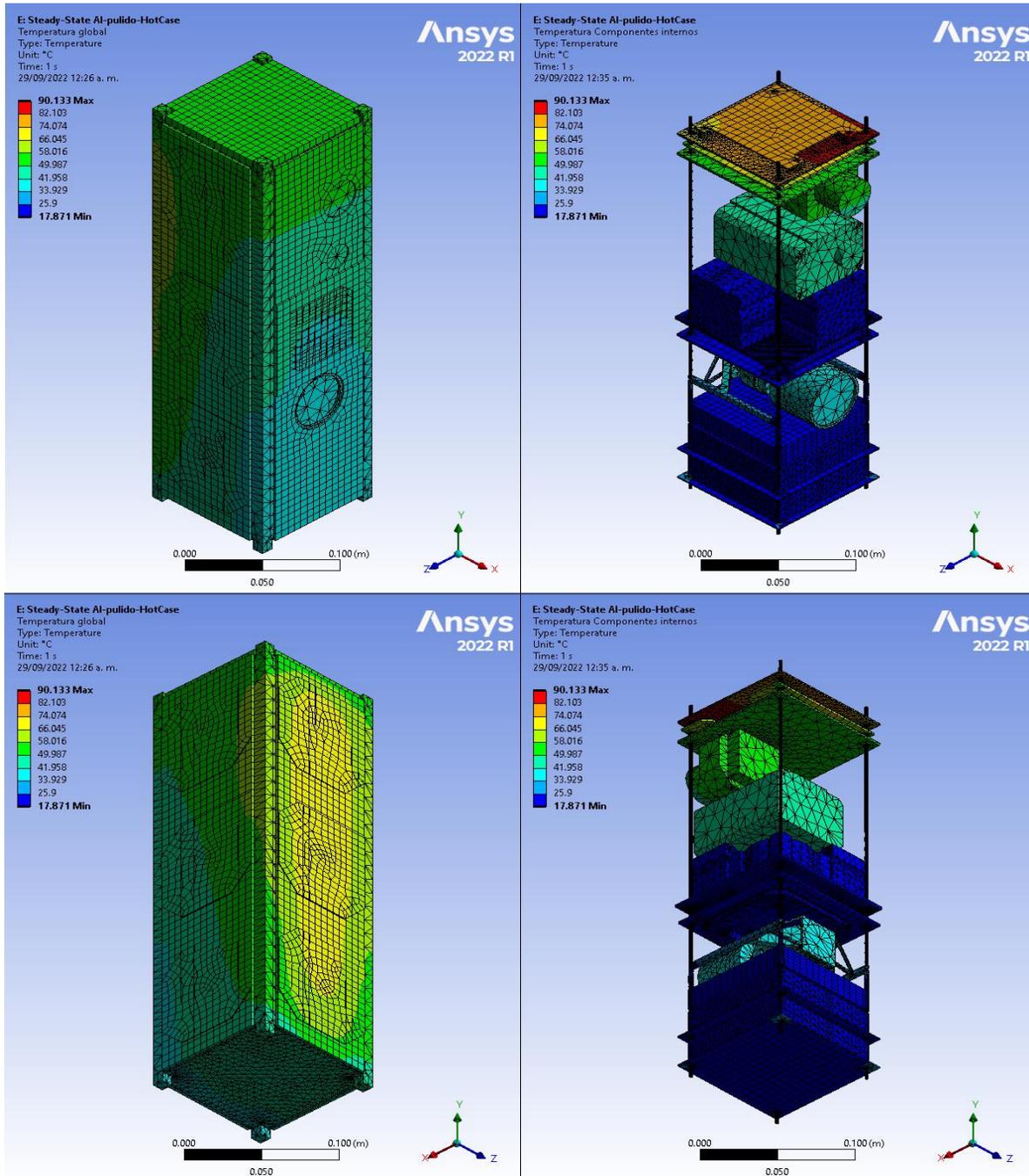


Figura 66. Caso caliente gradiente de temperatura con aluminio pulido; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En el caso frío es cuando el satélite se encuentra en eclipse total, los componentes se considera que están apagados por lo que no hay disipación de calor interna. En la Tabla 55 se presentan los valores de frontera para el caso frío.

Tabla 55. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio pulido y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio pulido	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
B	Albedo	Aluminio pulido	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
C	IR- Tierra	Aluminio pulido	18.78
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio pulido	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
E	Albedo	Aluminio pulido	0
F	Albedo	Aluminio pulido	0

En las Figura 67 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -146.84 °C en la cara directa a la Tierra, específicamente en la antena de banda S, y una temperatura mínima de -153.47 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son la computadora de vuelo con una temperatura promedio de -153.35 °C y el subsistema ADCS con -153.78 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara gecko presenta una temperatura promedio de -151.43 °C, la cámara TAU -149.85 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -149.07 °C.

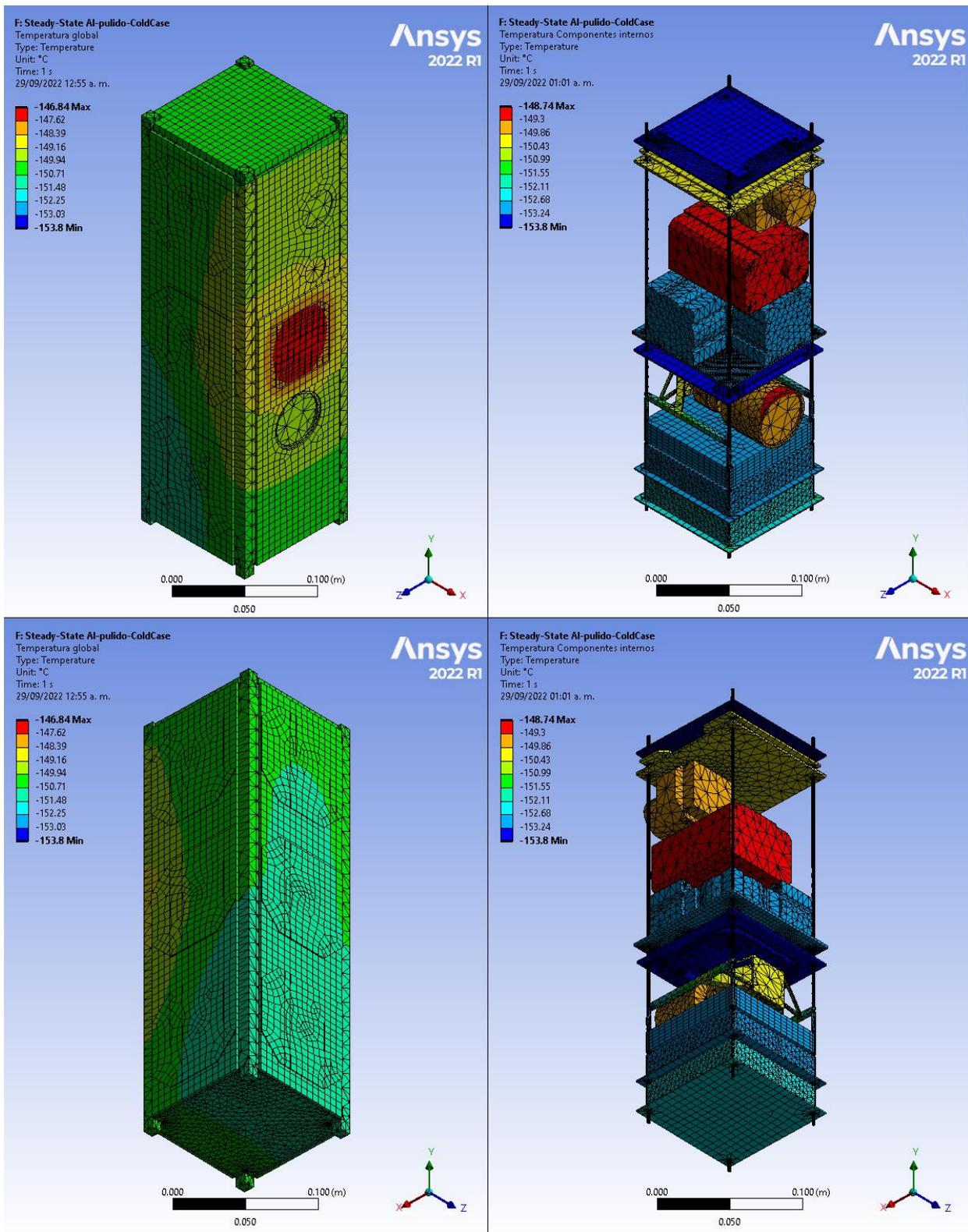


Figura 67. Caso frío gradiente de temperatura con aluminio pulido; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 56 se presentan las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como caso caliente con aluminio pulido en la estructura y con paneles solares.

Tabla 56. Temperatura en los subsistemas con aluminio pulido y celdas solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	90.13	36.01	17.87	-146.84	-152.01	-153.8
Estructura	62.33	36.03	18.86	-148.68	-151.74	-153.47
Gecko	40.94	30.67	21.73	-148.74	-151.43	-153
CV	90.13	79.54	73.22	-153.27	-153.31	-153.35
TAU	52.70	51.45	48.92	-149.38	-149.85	-150
Neutrino	48.14	47.45	46.46	-148.74	-149.07	-149.23
Banda S	46.85	42.55	39.77	-146.84	-147.84	-149.2
UHF	56.54	54.76	53.22	-149.94	-150.08	-150.21
ADCS	24.53	21.31	19.85	-153.33	-153.78	-153.8
Control O.	25.49	25.22	25.13	-153.16	-153.17	-153.18
COM	75.90	67.70	55.46	-149.97	-150.11	-150.14
Bateria 1	30.29	22.43	20.84	-151.88	-152.49	-152.72
Bateria 2	20.88	18.45	17.87	-152.86	-153.1	-153.13
Panel S.	73.86	55.38	40.90	-149.07	-150.5	-151.36
Caras Ext.	73.86	38.84	18.86	-146.84	-151.53	-153.47
Sub. Internos	90.13	33.18	17.87	-148.74	-152.3	-153.8

7.8.4. Aluminio anodizado

En este caso se contempla que el nanosatélite IXAYA tiene las celdas solares ya integradas para adquirir la energía necesaria. La estructura se considera que es aluminio anodizado negro, por consiguiente, la absorptividad en la estructura es la máxima con una emisividad de 0.88 tanto externa como interna, el modelo empleado para ese análisis es el presentado en la Figura 63.

Caso caliente

En este caso se consideran los valores marcados para el momento con mayor intensidad solar. La potencia interna es contemplando que todos los subsistemas están encendidos en todo momento a su máxima potencia. En la Tabla 57 se presentan los datos de la radiación incidente en cada una de sus caras, así como los materiales que hay en dicha superficie.

Tabla 57. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio anodizado.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio anodizado	1212.41
		Celdas solares	1171.07
		FR4	1322.62
B	Albedo	Aluminio anodizado	476.38
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
C	IR- Tierra	Aluminio anodizado	183.71
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio anodizado	476.38
		Celdas solares	460.14
		FR4	519.69
E	Albedo	Aluminio anodizado	476.38
F	Albedo	Aluminio anodizado	476.38

En la Figura 68 podemos observar la distribución de la temperatura del satélite global, los subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones. En la imagen a) y c) podemos observar únicamente el satélite completo, mientras que en la imagen b) y d) podemos observar la de los componentes internos.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de 68.85 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de 13.87 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra. En los componentes internos del satélite se puede observar que los procesadores son los que tienen mayor temperatura; la computadora de vuelo alcanza una temperatura máxima de 74.26 °C en la memoria FRAM y una temperatura mínima de 56 °C, en el subsistema de comunicaciones de banda UHF presenta una temperatura máxima de 61.06 °C en el procesador y una mínima de 44.34 °C en la unión con los soportes de

la PCB, en estos subsistemas el valor presentado es el mismo que el caso anterior debido las propiedades ópticas internas son las mismas.

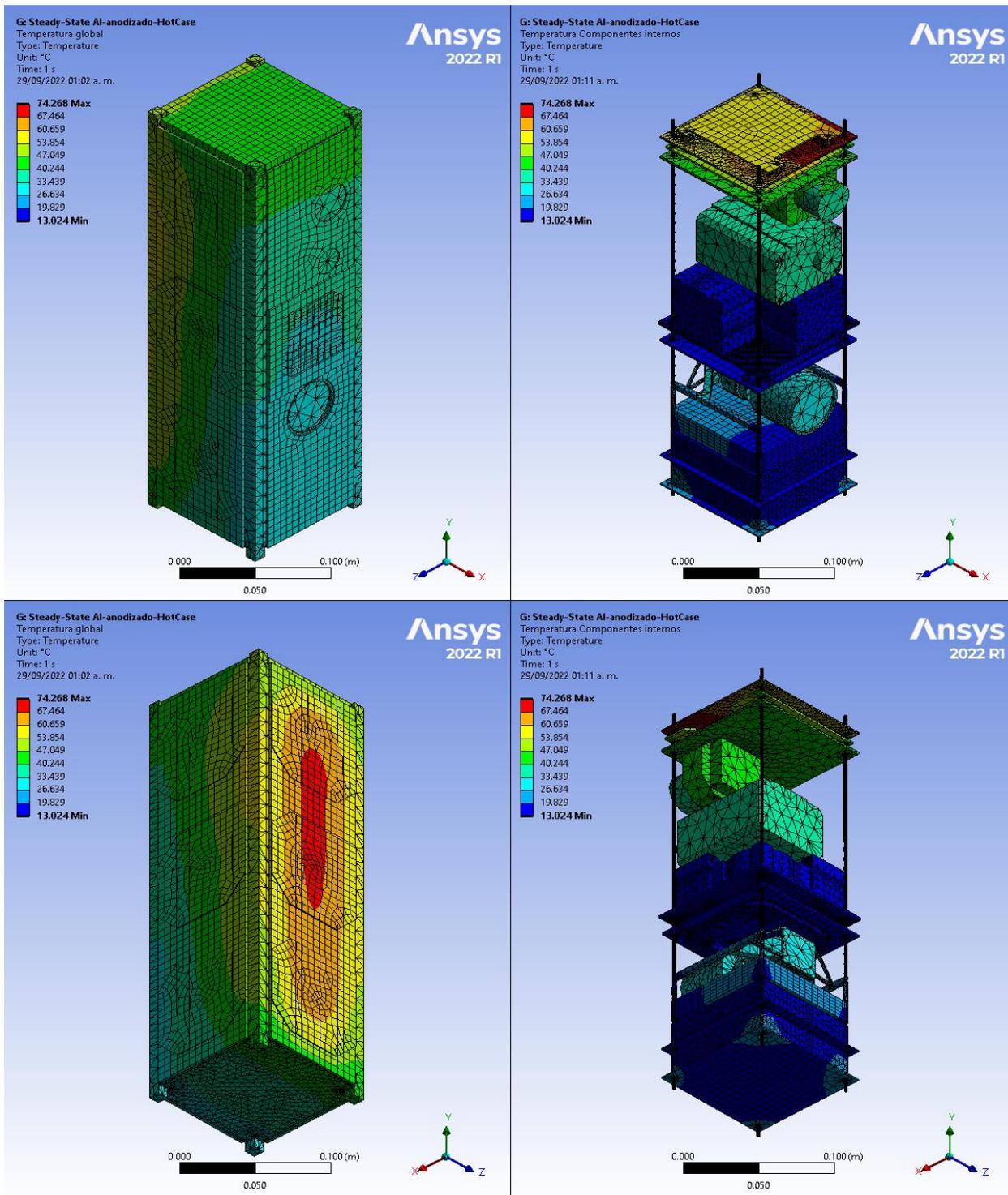


Figura 68. Caso caliente gradiente de temperatura con aluminio anodizado; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En el caso frío es cuando el satélite se encuentra en eclipse total, los componentes se considera que están apagados por lo que no hay disipación de calor interna. En la Tabla 58 se presentan los valores de frontera para el caso frío.

Tabla 58. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con aluminio anodizado y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Aluminio anodizado	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
B	Albedo	Aluminio anodizado	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
C	IR- Tierra	Aluminio anodizado	183.71
		FR4	200.41
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Aluminio anodizado	0
		Celdas solares	0
		FR4	0
E	Albedo	Aluminio anodizado	0
F	Albedo	Aluminio anodizado	0

En la Figura 69 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -122.2 °C en la cara directa a la Tierra, específicamente en la antena de banda S, y una temperatura mínima de -133.68 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -133.7 °C y el subsistema ADCS con -134.12 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara Gecko presenta una temperatura promedio de -128.57 °C, la cámara TAU -125.35 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -124.14 °C.

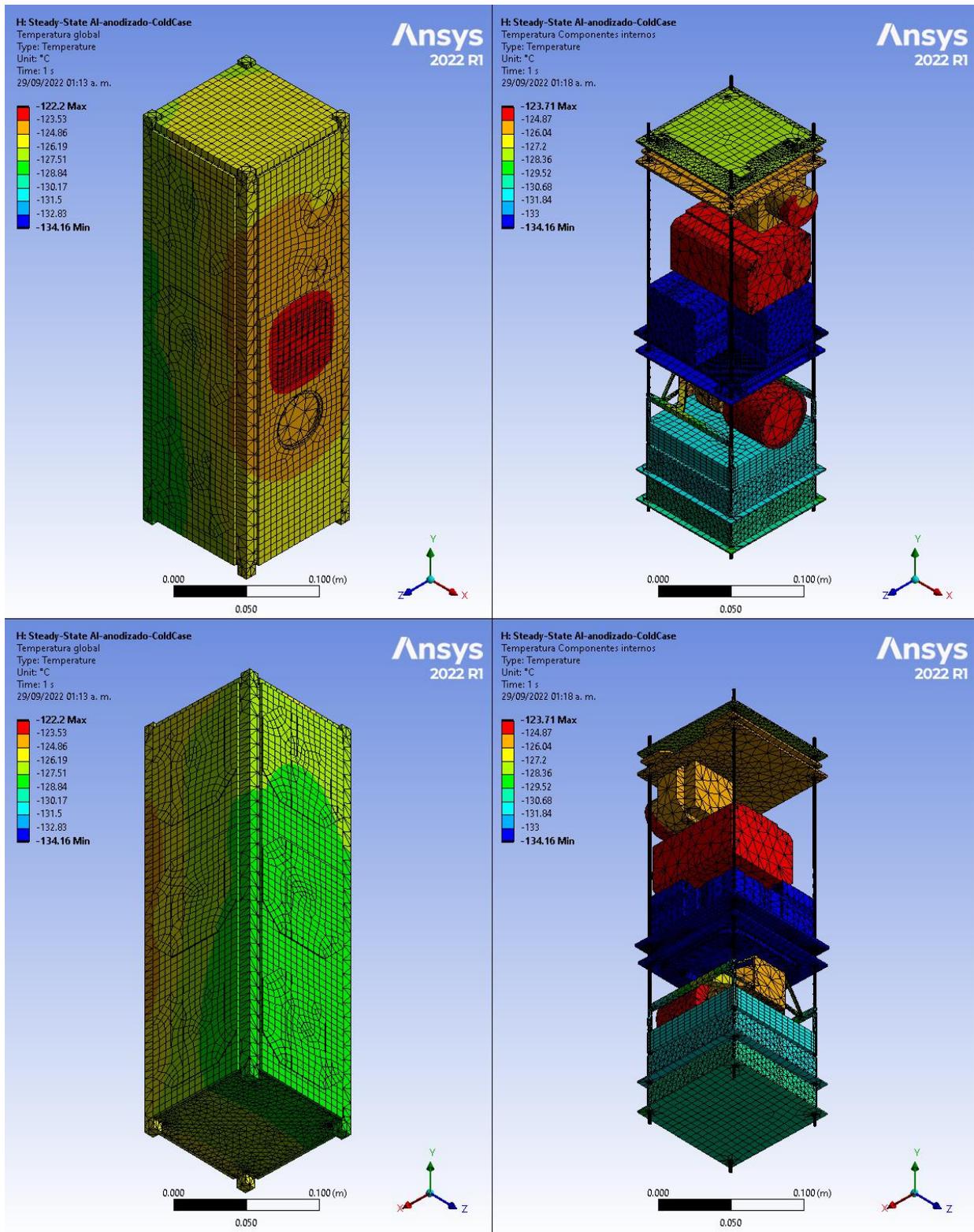


Figura 69. Caso frío gradiente de temperatura con aluminio anodizado; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 59 se presentan las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como caso caliente con aluminio anodizado en la estructura.

Tabla 59. Temperatura en los subsistemas con aluminio anodizado y celdas solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	74.26	28.14	13.02	-122.2	-129.93	-134.16
Estructura	57.14	28.31	13.87	-123.61	-129.58	-133.68
Gecko	31.41	24.25	17.74	-123.91	-128.57	-131.89
CV	74.26	63.31	56.00	-127.67	-127.8	-127.89
TAU	42.94	41.31	38.07	-124.3	-125.35	-125.71
Neutrino	37.33	36.83	36.01	-123.71	-124.14	-124.2
Banda S	36.55	33.31	30.62	-122.2	-123.13	-124.4
UHF	47.96	45.30	42.80	-125.48	-125.93	-126.3
ADCS	17.30	14.30	13.02	-133.42	-134.12	-134.16
Control O.	14.94	14.04	13.53	-133.6	-133.7	-133.72
COM	61.06	53.73	44.34	-125.61	-125.86	-125.91
Bateria 1	26.86	19.69	17.79	-129.09	-130.41	-130.91
Bateria 2	17.29	15.38	14.88	-131.18	-131.67	-131.73
Panel S.	68.85	49.11	31.70	-124.31	-127.04	-128.8
Caras Ext.	68.85	31.28	13.87	-122.2	-129.14	-133.68
Sub. Internos	74.26	25.23	13.02	-123.71	-130.52	-134.16

7.8.5. Pintura negra

En este caso se contempla que el nanosatélite IXAYA tiene las celdas solares integradas, la estructura y las superficies externas de las PCB de los paneles solares se considera que tiene pintura negra, por consiguiente, la absorptividad máxima con una emisividad de 0.83 externa y en la superficie interna una emisividad de 0.88, considerando aluminio anodizado. El modelo empleado para ese análisis es el presentado en la Figura 63.

Caso caliente

Para este caso contemplando las propiedades de los paneles solares y la pintura negra las cargas térmicas a las que está expuesto el satélite se presentan en la Tabla 60.

Tabla 60. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura negra y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-Pintura Negra	1308.85
		Celdas solares	1171.07
		FR4-Pintura negra	1308.85
B	Albedo	Al-Pintura Negra	514.28
		Celdas solares	460.14
		FR4-Pintura negra	514.28
C	IR- Tierra	Al-Pintura Negra	198.32
		FR4-Pintura negra	198.32
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-Pintura Negra	514.28
		Celdas solares	460.14
		FR4-Pintura negra	514.28
E	Albedo	Al-Pintura Negra	514.28
F	Albedo	Al-Pintura Negra	514.28

En la Figura 70 podemos observar la distribución de la temperatura del satélite global, los subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones. En la imagen a) y c) podemos observar únicamente el satélite completo, mientras que en la imagen b) y d) podemos observar la de los componentes internos.

La superficie externa del nanosatélite alcanza una temperatura máxima de 76.95 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de 15.11 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior, debido a de los procesadores de la computadora de vuelo y el sistema de comunicaciones. La computadora de vuelo presenta la misma distribución de temperatura que el caso anterior, con una temperatura máxima de 76.95 °C y una temperatura mínima de 58.99 °C.

En los componentes internos podemos visualizar que los subsistemas que presentan menor temperatura son; las ruedas inerciales con una temperatura promedio de 16.32 °C, el

subsistema ADCS presenta una temperatura promedio de 16.41 °C, las baterías presenta una temperatura promedio de 21.96 °C y 17.47 °C para la batería en la parte inferior del satélite.

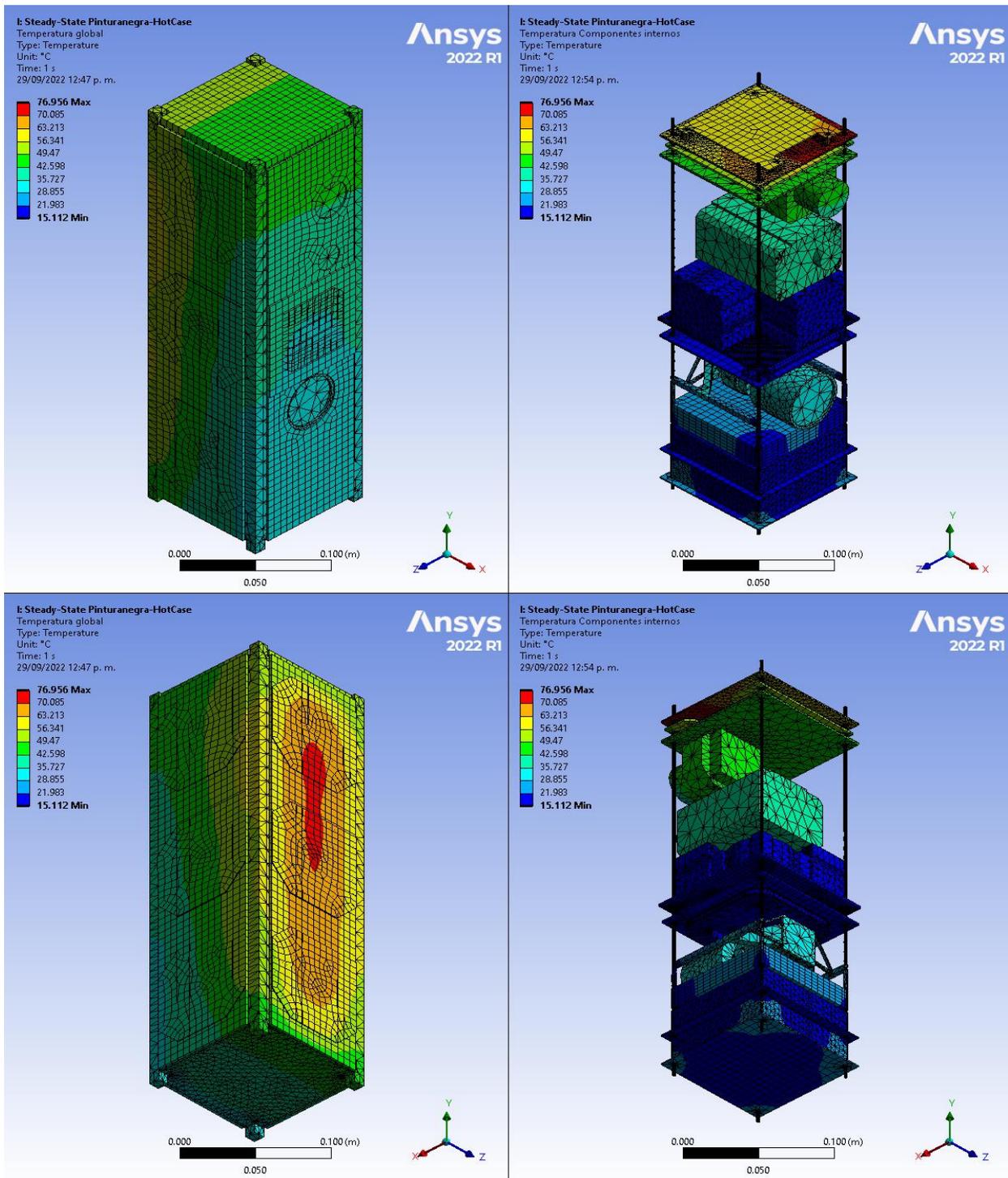


Figura 70. Caso caliente gradiente de temperatura con pintura negra; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En este caso se contempla cuando el satélite está en eclipse por lo que las cargas térmicas son las presentadas en la Tabla 61.

Tabla 61. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura negra y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-Pintura Negra	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura negra	0
B	Albedo	Al-Pintura Negra	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura negra	0
C	IR- Tierra	Al-Pintura Negra	198.32
		FR4-Pintura negra	198.32
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-Pintura Negra	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura negra	0
E	Albedo	Al-Pintura Negra	0
F	Albedo	Al-Pintura Negra	0

En la Figura 71 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -119.42 °C en la cara directa a la Tierra, específicamente en la antena de banda S, y una temperatura mínima de -131.32 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -131.34 °C y el subsistema ADCS con -131.79 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara Gecko presenta una temperatura promedio de -125.97 °C, la cámara TAU -122.54 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -121.31 °C.

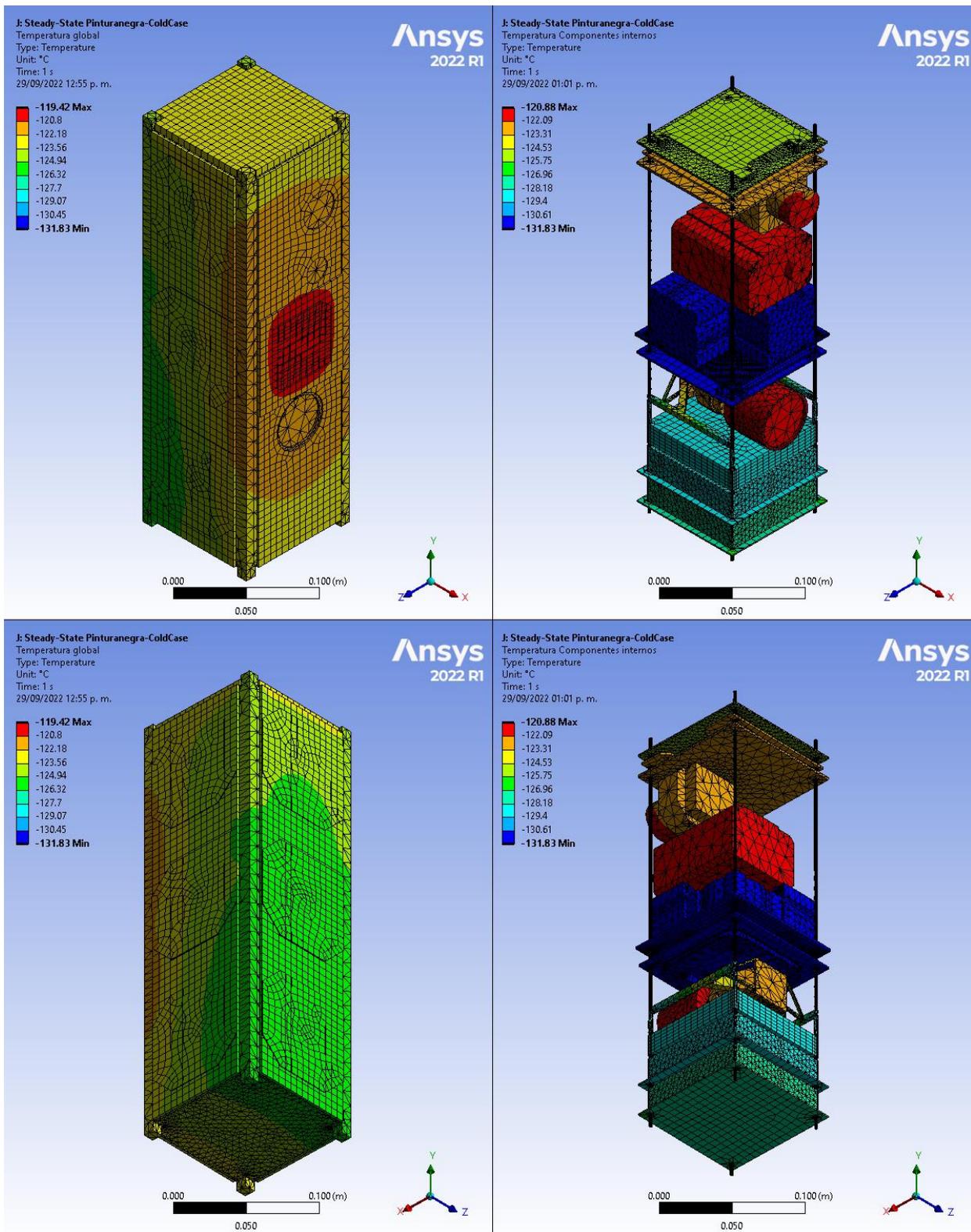


Figura 71. Caso frío gradiente de temperatura con pintura negra; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 62 podemos observar las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como caso caliente con pintura negra.

Tabla 62. Temperatura en los subsistemas con pintura negra y celdas solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	76.95	30.69	15.11	-119.42	-127.39	-131.83
Estructura	59.94	30.97	16.14	-120.77	-127	-131.32
Gecko	34.24	26.74	19.95	-121.11	-125.46	-129.46
CV	76.95	66.11	58.92	-125.22	-125.36	-125.46
TAU	46.09	44.46	41.20	-121.45	-122.54	-122.92
Neutrino	40.41	39.77	38.98	-120.88	-121.31	-121.35
Banda S	39.49	36.06	33.38	-119.42	-120.34	-121.6
UHF	51.32	48.70	46.19	-122.67	-123.15	-123.54
ADCS	19.41	16.41	15.11	-131.05	-131.79	-131.83
Control O.	17.24	16.32	15.81	-131.24	-131.34	-131.37
COM	64.12	56.81	47.52	-122.81	-123.08	-123.14
Batería 1	29.35	21.96	20.00	-126.44	-127.91	-128.44
Batería 2	19.45	17.47	16.95	-128.72	-129.24	-129.3
Panel S.	71.10	51.74	34.64	-121.49	-124.36	-126.23
Caras Ext.	71.10	33.95	16.14	-119.42	-126.55	-131.32
Sub. Internos	76.95	27.72	15.11	-120.88	-128.02	-131.83

7.8.6. Pintura blanca

En este caso se contempla que el nanosatélite IXAYA tiene las celdas solares integradas, la estructura y las superficies externas de las PCB de los paneles solares se considera que tiene pintura blanca, por consiguiente, la absorptividad máxima con una emisividad de 0.83 externa y en la superficie interna una emisividad de 0.9, considerando aluminio anodizado. El modelo empleado para ese análisis es el presentado en la Figura 63.

Caso caliente

Para este caso contemplando las propiedades de los paneles solares y la pintura blanca las cargas térmicas a las que está expuesto el satélite se presentan en la Tabla 63.

Tabla 63. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura blanca.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-Pintura Blanca	275.54
		Celdas solares	1171.07
		FR4-Pintura Blanca	275.54
B	Albedo	Al-Pintura Blanca	108.27
		Celdas solares	460.14
		FR4-Pintura Blanca	108.27
C	IR- Tierra	Al-Pintura Blanca	41.75
		FR4-Pintura Blanca	41.75
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-Pintura Blanca	108.27
		Celdas solares	460.14
		FR4-Pintura Blanca	108.27
E	Albedo	Al-Pintura Blanca	108.27
F	Albedo	Al-Pintura Blanca	108.27

En la Figura 71 podemos observar la distribución de la temperatura del satélite global, los subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones. En la imagen a) y c) podemos observar únicamente el satélite completo, mientras que en la imagen b) y d) podemos observar la de los componentes internos.

La superficie externa del nanosatélite alcanza una temperatura máxima de 2.73 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de -31.41 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior. La computadora de vuelo presenta la misma distribución de temperatura que el caso anterior, con una temperatura máxima de 33.83 °C y una temperatura mínima de 11.39 °C.

En los componentes internos podemos visualizar que los subsistemas que presentan menor temperatura son; las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -31.52 °C, el

subsistema ADCS presenta una temperatura promedio de $-27.58\text{ }^{\circ}\text{C}$, las baterías presentan una temperatura promedio de $-23.15\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $-24.81\text{ }^{\circ}\text{C}$ para la batería en la parte inferior del satélite.

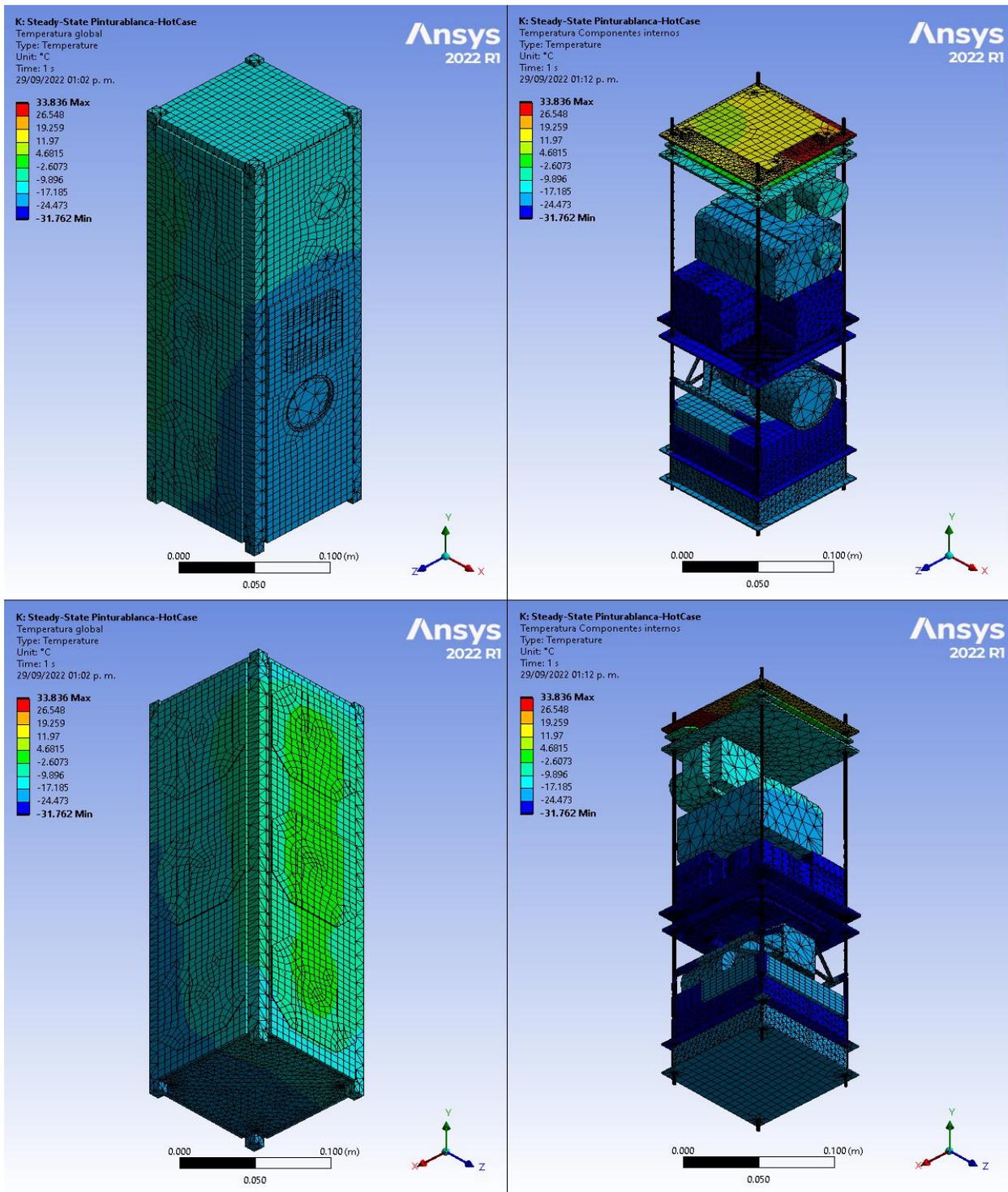


Figura 72. Caso caliente gradiente de temperatura con pintura blanca; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso frío

En este caso se contempla cuando el satélite está en eclipse por lo que las cargas térmicas son las presentadas en la Tabla 64.

Tabla 64. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con pintura blanca.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-Pintura Blanca	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura Blanca	0
B	Albedo	Al-Pintura Blanca	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura Blanca	0
C	IR- Tierra	Al-Pintura Blanca	41.75
		FR4-Pintura Blanca	41.75
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-Pintura Blanca	0
		Celdas solares	0
		FR4-Pintura Blanca	0
E	Albedo	Al-Pintura Blanca	0
F	Albedo	Al-Pintura Blanca	0

En las Figura 73 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -164.33 °C en la cara directa a la Tierra, específicamente en la antena de banda S, y una temperatura mínima de -169.09 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -169.11 °C y el subsistema ADCS con -169.24 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara Gecko presenta una temperatura promedio de -167.11 °C, la cámara TAU -165.99 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -165.5 °C.

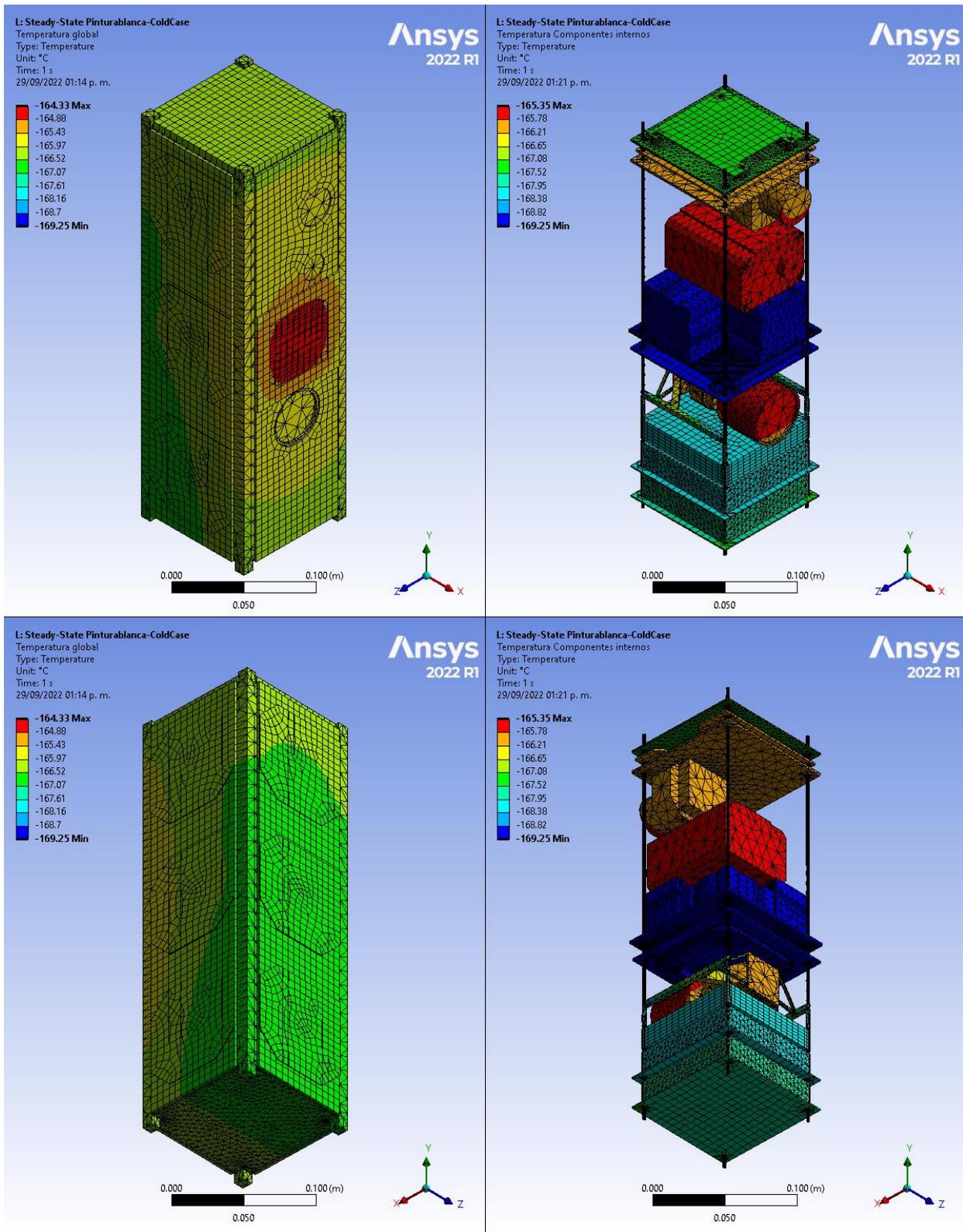


Figura 73. Caso frío gradiente de temperatura con pintura blanca; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 65 podemos observar las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como caso caliente con pintura blanca.

Tabla 65. Temperatura en los subsistemas con pintura blanca y celdas solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	33.83	-19.90	-31.76	-164.33	-167.65	-169.25
Estructura	-5.94	-21.14	-31.41	-165.31	-167.51	-169.09
Gecko	-20.51	-23.21	-26.22	-165.38	-167.11	-168.34
CV	33.83	21.33	11.39	-167.35	-167.38	-167.41
TAU	-11.88	-13.28	-16.26	-165.64	-165.99	-166.12
Neutrino	-16.79	-17.29	-17.59	-165.35	-165.5	-165.57
Banda S	-17.33	-19.04	-20.83	-164.33	-164.9	-165.6
UHF	-11.11	-12.52	-13.78	-166.03	-166.15	-166.25
ADCS	-24.67	-27.58	-28.92	-168.98	-169.24	-169.25
Control O.	-30.95	-31.52	-31.76	-169.07	-169.11	-169.12
COM	9.96	1.89	-9.88	-166.07	166.14	-166.15
Batería 1	-20.66	-23.15	-24.01	-167.25	-167.68	-167.86
Batería 2	-24.19	-24.81	-25.00	-167.96	-168.14	-168.15
Panel S.	2.73	-10.01	-20.74	-165.56	-166.44	-167
Caras Ext.	2.73	-19.56	-31.41	-164.33	-167.33	-169.09
Sub. Internos	33.83	-21.15	-31.76	-165.35	-167.88	-169.25

7.8.7. MLI

En este caso se contempla que el nanosatélite IXAYA tiene las celdas solares integradas, la estructura y las superficies externas de las PCB de los paneles solares se considera que están cubiertas por Mylar, por consiguiente, la absorptividad máxima con una emisividad de 0.34 externa y en la superficie interna una emisividad de 0.9, considerando aluminio anodizado. El modelo empleado para ese análisis es el presentado en la Figura 63.

Caso Caliente

Para este caso contemplando las propiedades de los paneles solares y del Mylar las cargas térmicas a las que está expuesto el satélite se presentan en la Tabla 66.

Tabla 66. Caso caliente cargas térmicas externas empleadas en las superficies con MLI y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-MLI	206.66
		Celdas solares	1171.07
		FR4-MLI	206.66
B	Albedo	Al-MLI	81.20
		Celdas solares	460.14
		FR4-MLI	81.20
C	IR- Tierra	Al-MLI	31.31
		FR4-MLI	31.31
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-MLI	81.20
		Celdas solares	460.14
		FR4-MLI	81.20
E	Albedo	Al-MLI	81.20
F	Albedo	Al-MLI	81.20

En la Figura 74 podemos observar la distribución de la temperatura del satélite global, los subsistemas internos, esta distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para poder visualizarla en todas las direcciones. En la imagen a) y c) podemos observar únicamente el satélite completo, mientras que en la imagen b) y d) podemos observar la de los componentes internos.

La superficie externa del nanosatélite alcanza una temperatura máxima de 9.15 °C en la pared que se dirige hacia el Sol y una temperatura mínima de -25.07 °C en la cara opuesta al Sol, es decir, la cara que apunta al planeta Tierra, la distribución de la temperatura muestra que la estructura se encuentra a mayor temperatura en la parte superior. La computadora de vuelo presenta la misma distribución de temperatura que el caso anterior, con una temperatura máxima de 40.60 °C y una temperatura mínima de 18.78 °C.

En los componentes internos podemos visualizar que los subsistemas que presentan menor temperatura son; las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -25.17 °C, el

subsistema ADCS presenta una temperatura promedio de $-21.74\text{ }^{\circ}\text{C}$, las baterías presentan una temperatura promedio de $-16.43\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $-18.71\text{ }^{\circ}\text{C}$ para la batería en la parte inferior del satélite.

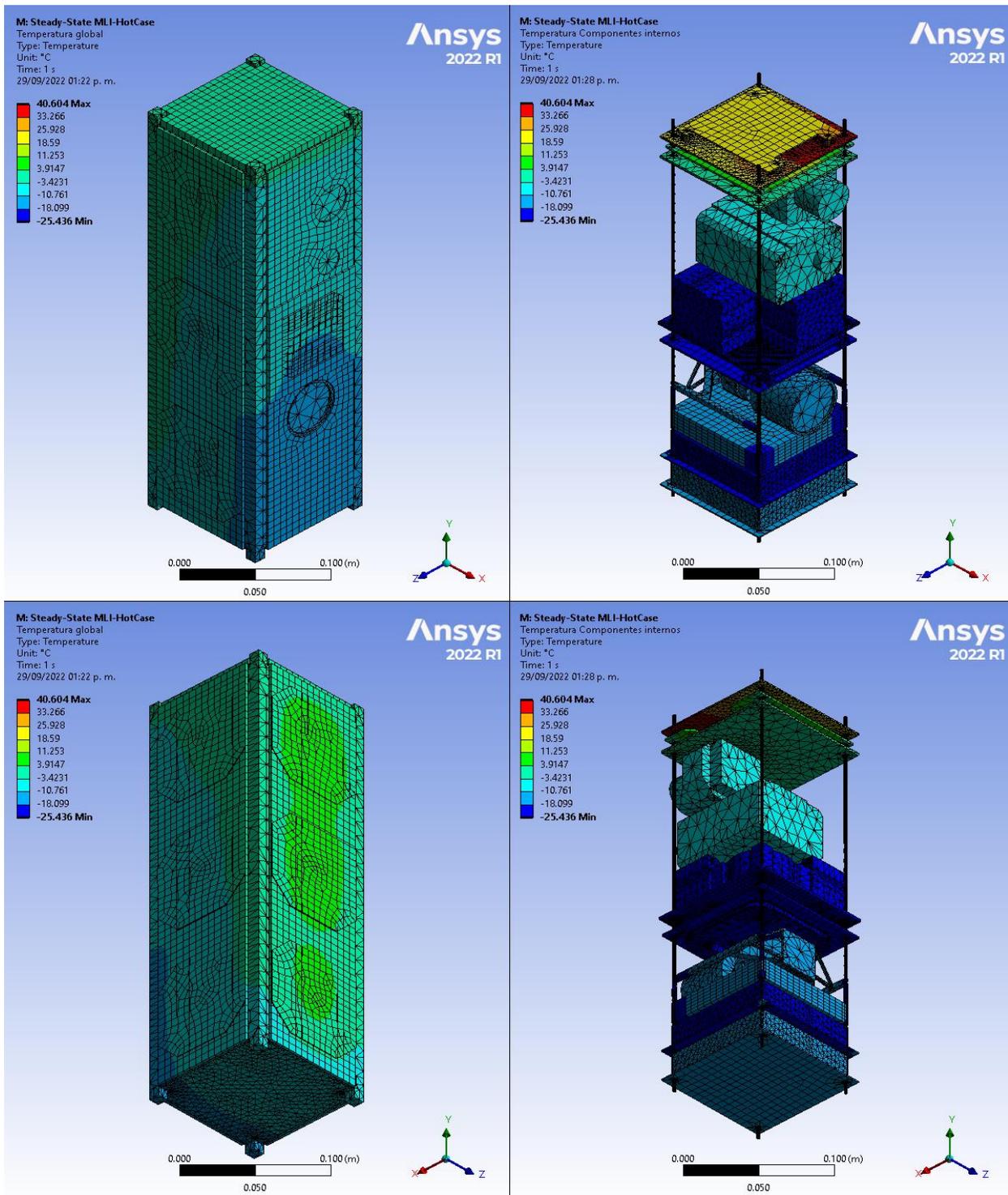


Figura 74. Caso caliente gradiente de temperatura con Mylar; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

Caso Frío

Para este caso contemplando las propiedades de los paneles solares y del Mylar las cargas térmicas a las que está expuesto el satélite se presentan en la Tabla 67.

Tabla 67. Caso frío cargas térmicas externas empleadas en las superficies con MLI y celdas solares.

Superficie	Radiación	Material	Valor W/m ²
A	Carga solar	Al-MLI	0
		Celdas solares	0
		FR4-MLI	0
B	Albedo	Al-MLI	0
		Celdas solares	0
		FR4-MLI	0
C	IR- Tierra	Al-MLI	31.31
		FR4-MLI	31.31
		Antena Cobre	187.88
D	Albedo	Al-MLI	0
		Celdas solares	0
		FR4-MLI	0
E	Albedo	Al-MLI	0
F	Albedo	Al-MLI	0

En las Figura 75 podemos observar la distribución de la temperatura; a) satélite global y b) subsistemas internos, la distribución se presenta en su vista isométrica y la posterior para visualizar todas las caras del nanosatélite.

En la superficie externa del nanosatélite presenta una temperatura máxima de -164.2 °C en la cara directa a la Tierra, específicamente en la antena de banda S, y una temperatura mínima de -168.84 °C en los soportes internos. Los subsistemas internos que presentan las temperaturas menores son las ruedas inerciales con una temperatura promedio de -168.85 °C y el subsistema ADCS con -168.98 °C.

Las cámaras son los subsistemas con mayor temperatura en el caso frío, debido a que los lentes deben apuntar directamente a la Tierra en todo momento; la cámara Gecko presenta una temperatura promedio de -168.86 °C, la cámara TAU -165.73 °C y por último la Neutrino con una temperatura promedio de -165.29 °C.

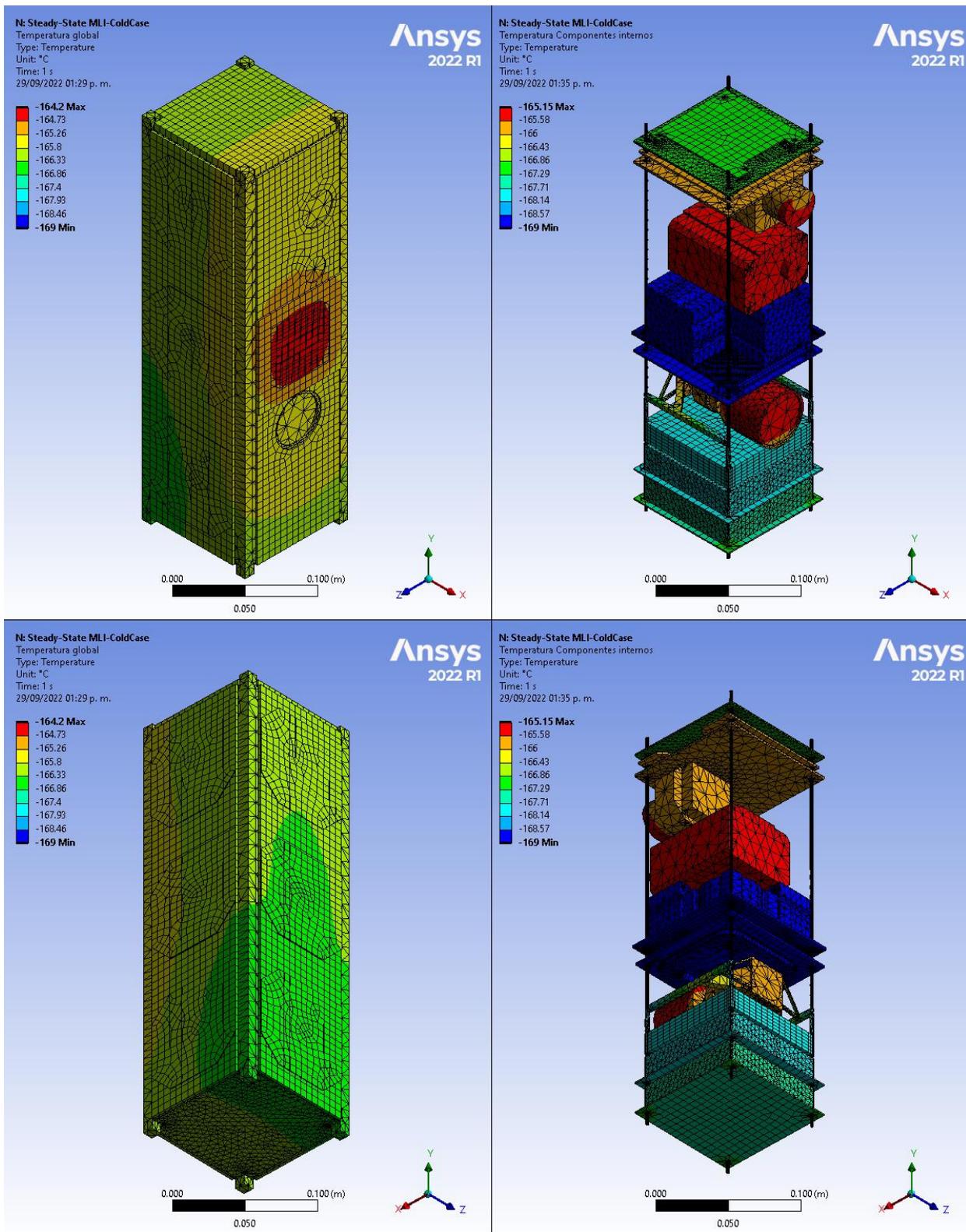


Figura 75. Caso frío gradiente de temperatura con Mylar; a) Temperatura global, b) Temperatura en componentes internos.

En la Tabla 68 podemos observar las temperaturas máximas, mínimas y promedio en cada uno de los subsistemas tanto en caso frío como caso caliente con Mylar.

Tabla 68. Temperatura en los subsistemas con MLI y celdas solares.

Temperatura en los Subsistema	Caso Caliente			Caso Frío		
	Máxima	Promedio	Mínimo	Máxima	Promedio	Mínimo
Global	40.60	-12.51	-25.43	-164.2	-167.37	-169
Estructura	2.06	-13.32	-25.07	-165.12	-167.23	-168.84
Gecko	-11.36	-15.68	-19.71	-165.2	-166.86	-168.08
CV	40.60	28.31	18.78	-167.01	-167.05	-167.08
TAU	-2.19	-3.43	-6.17	-165.41	-165.73	-165.84
Neutrino	-6.83	-7.80	-8.07	-165.15	-165.29	-165.35
Banda S	-7.65	-10.08	-11.86	-164.2	-164.74	-165.4
UHF	-1.10	-2.17	-3.21	-165.72	-165.82	-165.91
ADCS	-18.83	-21.74	-22.80	-168.72	-168.98	-169
Control O.	-24.58	-25.17	-25.43	-168.82	-168.85	-168.86
COM	19.06	11.15	-0.09	-165.79	-165.86	-165.88
Batería 1	-13.53	-16.43	-17.47	-166.96	-167.38	-167.56
Batería 2	-17.87	-18.71	-18.93	-167.67	-167.85	-167.87
Panel S.	9.15	-2.29	-11.34	-165.34	-166.13	-166.64
Caras Ext.	9.15	-11.72	-25.07	-164.2	-167.05	-168.84
Sub. Internos	40.60	-13.96	-25.43	-165.15	-167.61	-169.00

7.8.8. Análisis Transitorio

El análisis transitorio es el estudio en el cual las cargas de radiación varían con respecto al tiempo, dichas cargas se obtienen a través del software STK como se presenta en la Sección 4.7. Análisis STK. Para este caso se realizó un caso con aluminio anodizado y con celdas solares.

El periodo de la misión IXAYA es de aproximadamente 3 meses, por consecuencia, al obtener los datos de radiación del Sol, Albedo y la Tierra nos dan un total de 132,482 datos para cada una de las cargas térmicas, al analizar los datos podemos observar que las cargas de radiación son cíclicas, por lo tanto, se reducen a 3,300 datos que son aproximadamente 3 órbitas, esto se hace con la finalidad de reducir el tiempo de cómputo de la simulación.

En este caso se consideran las celdas solares y aluminio 6061-T6 con un anodizado duro, por lo tanto, toda la estructura tiene una emisividad de 0.88 y una absorptividad de 0.88, en la cara con vista directa a la Tierra tiene colocada la antena de banda S, por lo tanto, cuenta con una fracción de la superficie de cobre.

Cabe mencionar que el valor de la carga depende de las propiedades termofísicas de cada superficie. En la Figura 76 se presenta la gráfica de la radiación solar, en ella se muestra como varía el flujo solar dependiendo del material al que está directamente la radiación, la cara que se encuentra siempre al Sol presenta de 3 materiales; Aluminio anodizado, Paneles solares y las placas de electrónica de FR4.

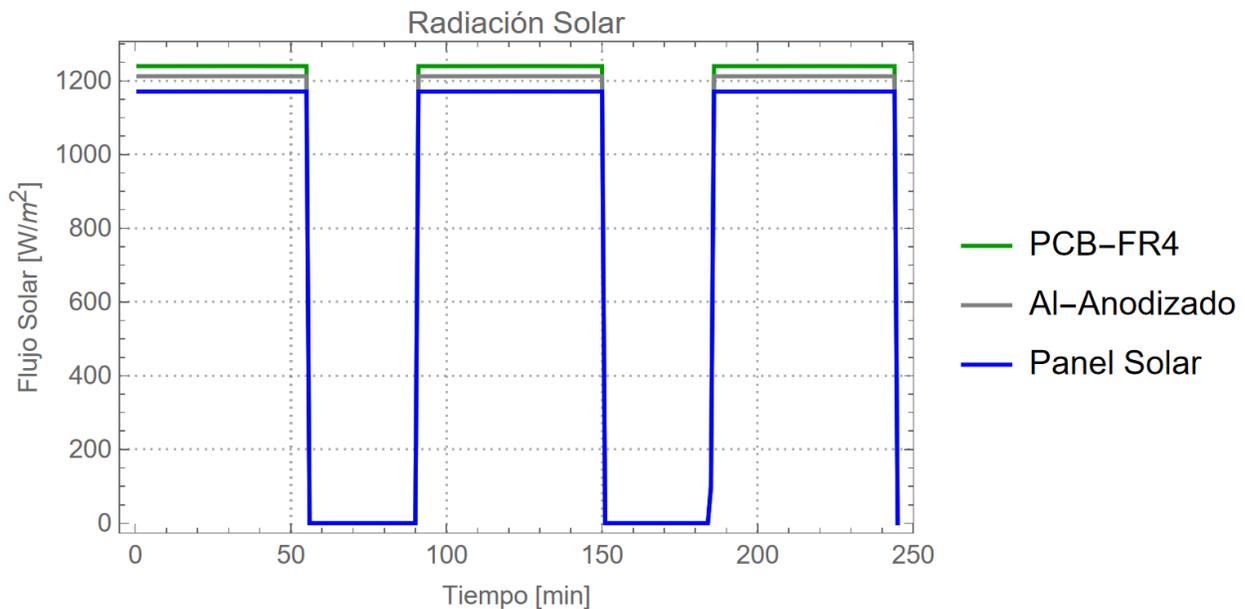


Figura 76. Datos de radiación solar para el análisis transitorio.

En la Figura 77 se presenta la gráfica de la radiación del Albedo, las caras que se encuentra sometidas a esta carga presentan 3 materiales; Aluminio anodizado, Paneles solares y las placas de electrónica de FR4.

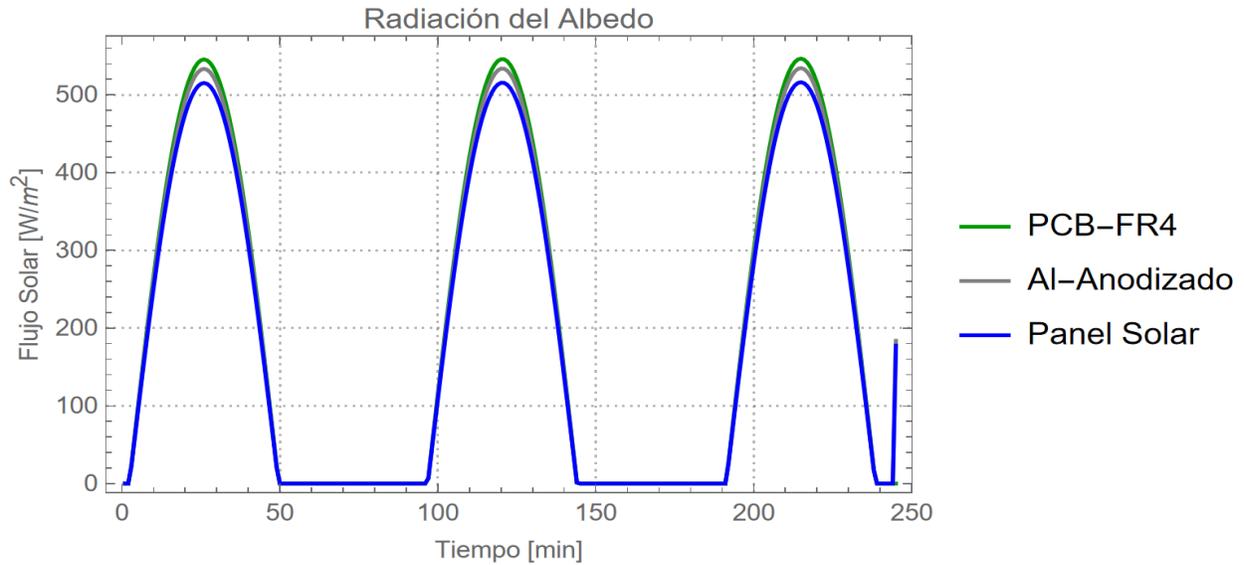


Figura 77. Datos de radiación del albedo para el análisis transitorio.

En la Figura 78 se presenta la gráfica de la radiación de la Tierra, la cara que se encuentra sometidas a esta radiación presenta 4 materiales; Cobre, Aluminio anodizado, Paneles solares y las placas de electrónica de FR4.

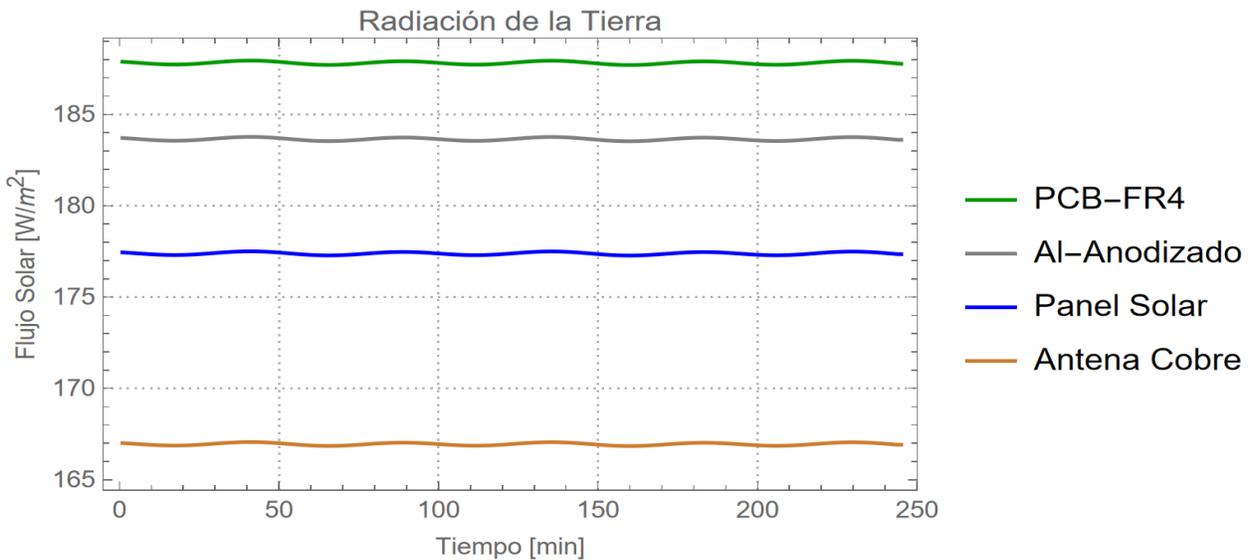


Figura 78. Datos de radiación de la Tierra para el análisis transitorio.

En la Figura 79, se presenta los datos obtenidos para el caso transitorio, podemos observar que el satélite comienza con una temperatura ambiente de $-250\text{ }^{\circ}\text{C}$ que es un aproximado a la temperatura espacial, cabe mencionar que es conveniente revisar las especificaciones del lanzador en caso de que el lanzamiento sea a una temperatura distinta.

La simulación se programa para que desde el segundo 1 la radiación solar se encuentre directa al satélite, por lo tanto, la temperatura comienza a subir durante esta primera etapa hasta que llega al eclipse y nuevamente la temperatura disminuye hasta que llega a la segunda orbita, es hasta la tercera orbita donde comenzamos a observar que hay una convergencia en la temperatura con un valor máximo de $54\text{ }^{\circ}\text{C}$ aproximadamente, en cuenta a la temperatura mínima de $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ aproximadamente, pero es necesario el calcular más orbitas para un resultado más confiable. No se realizaron más análisis debido al tiempo de cómputo, ya que al simular únicamente 3 orbitas fueron aproximadamente 82 horas de cálculo.

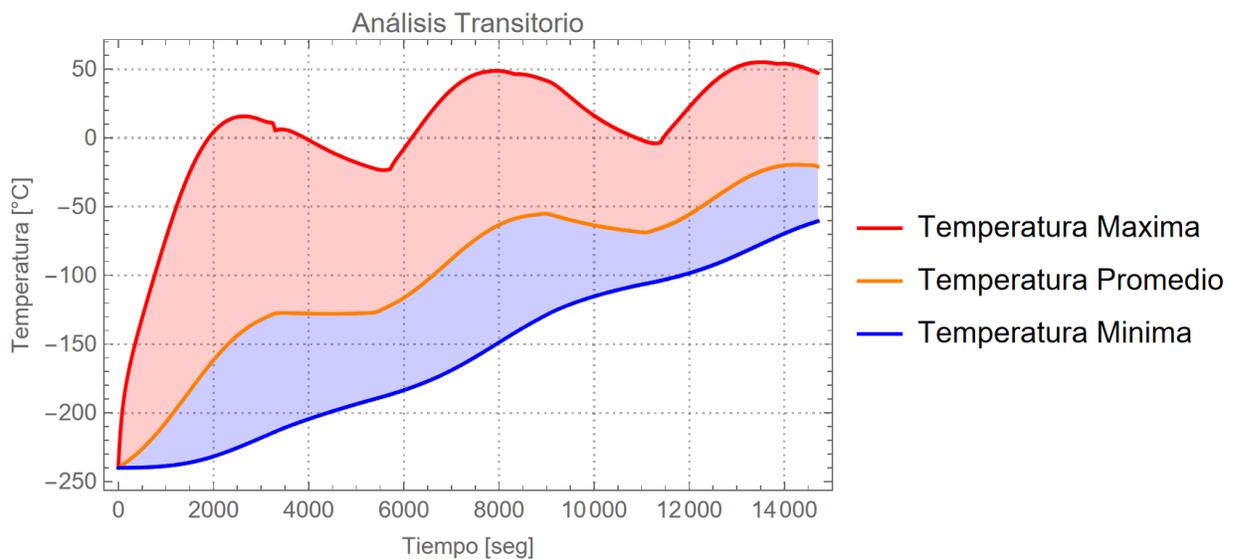


Figura 79. Temperatura en las primeras 3 orbitas de la misión IXAYA.

La temperatura en el subsistema ADCS durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 80. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando sin alcanzar una estabilidad térmica, por lo tanto, aun muestra que se encuentra fuera de las temperaturas de operación, sin embargo, es necesario un análisis con más orbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema.

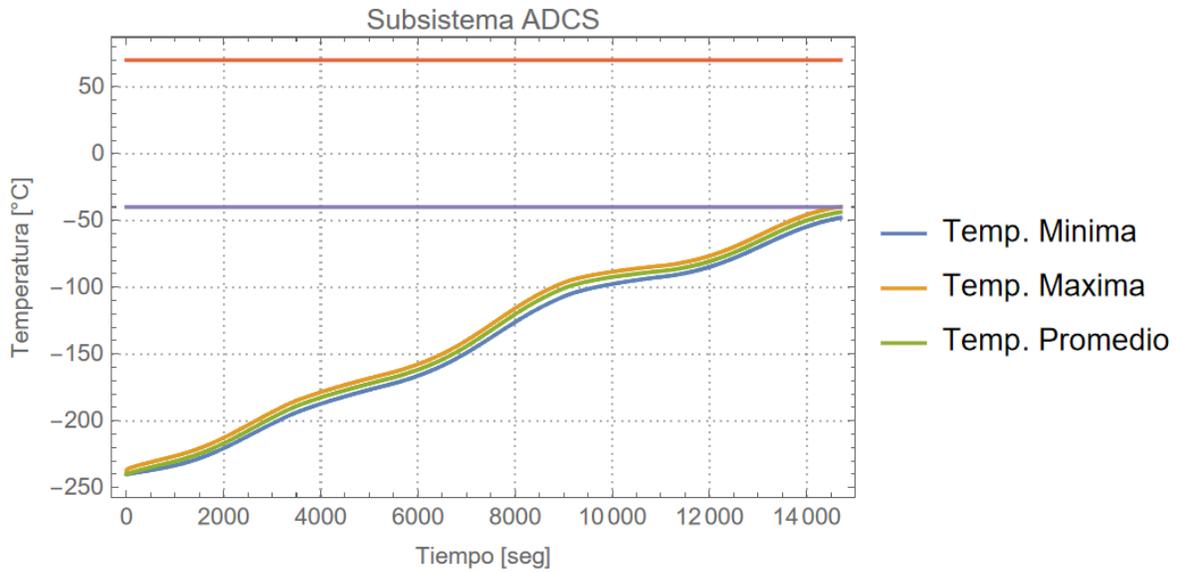


Figura 80. Temperatura en el subsistema ADCS durante 3 orbitas.

La temperatura de la antena de banda S durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 81. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura cuando el satélite se encuentra en eclipse y cuando se encuentra directo a al Sol. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación máxima, sin embargo aun muestra que se encuentra por debajo de la temperatura mínima.

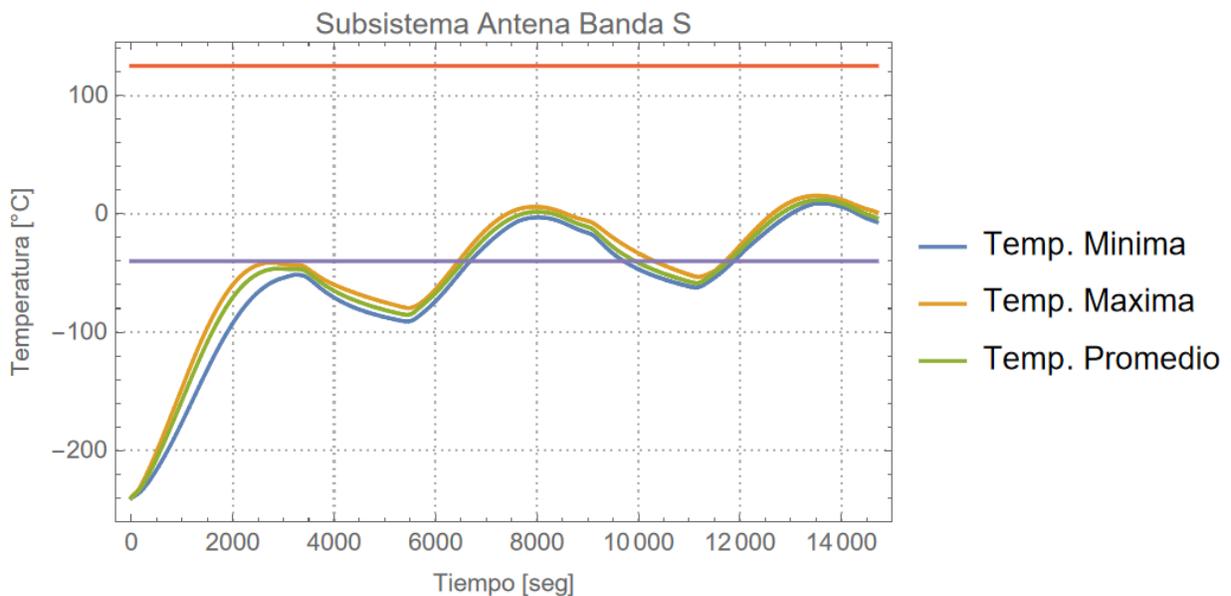


Figura 81. Temperatura en la antena de banda S durante 3 orbitas.

La temperatura de la antena de banda UHF durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 82. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura al igual que en la gráfica anterior. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación máxima, sin embargo aun muestra que se encuentra por debajo de la temperatura mínima.

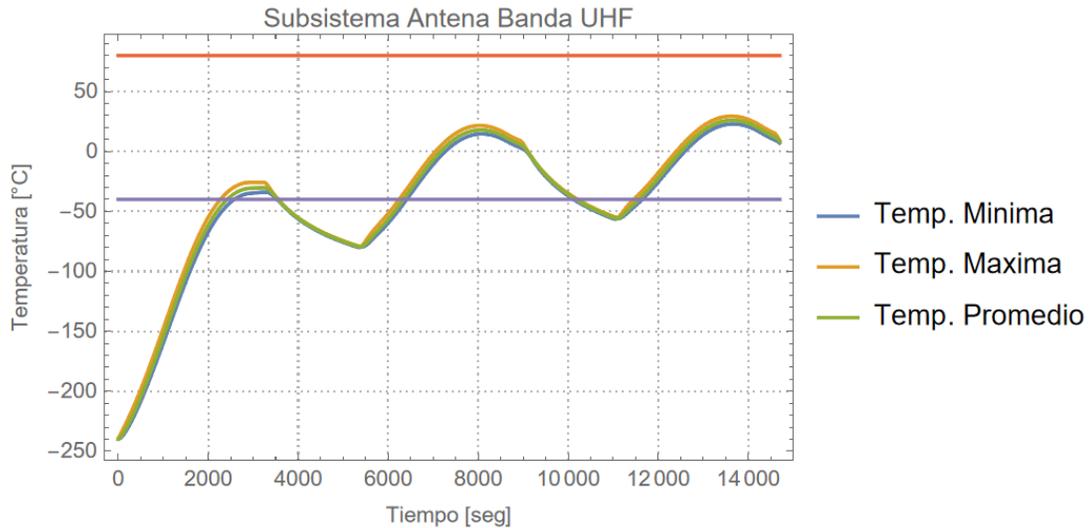


Figura 82. Temperatura en la antena de banda UHF durante 3 orbitas.

La temperatura en el banco de baterías 1 durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 83. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando sin alcanzar una estabilidad térmica, en consecuencia, es necesario un análisis con más orbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema.

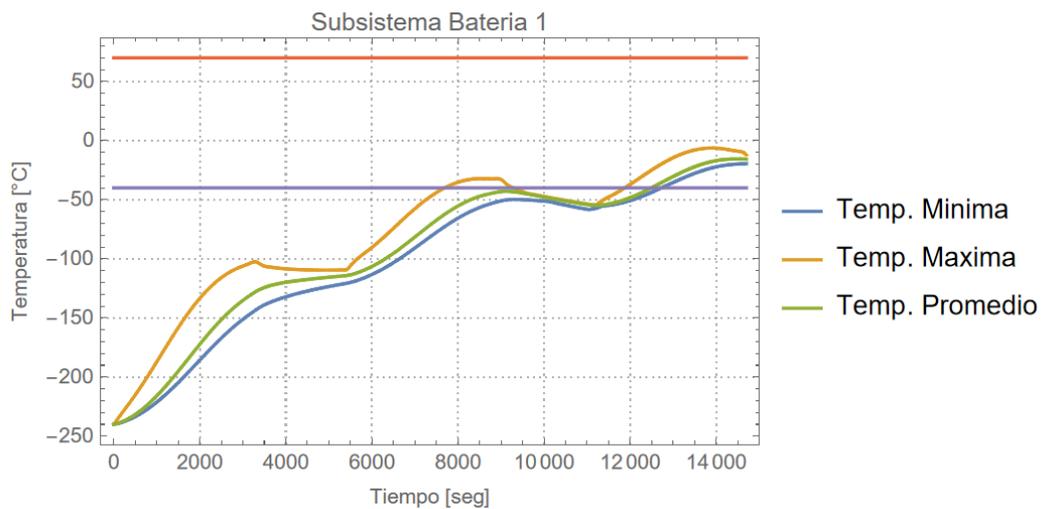


Figura 83. Temperatura en el banco de baterías 1 durante 3 orbitas.

La temperatura en el banco de baterías 2 durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 84. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando sin alcanzar una estabilidad térmica, en consecuencia, es necesario un análisis con más orbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema.

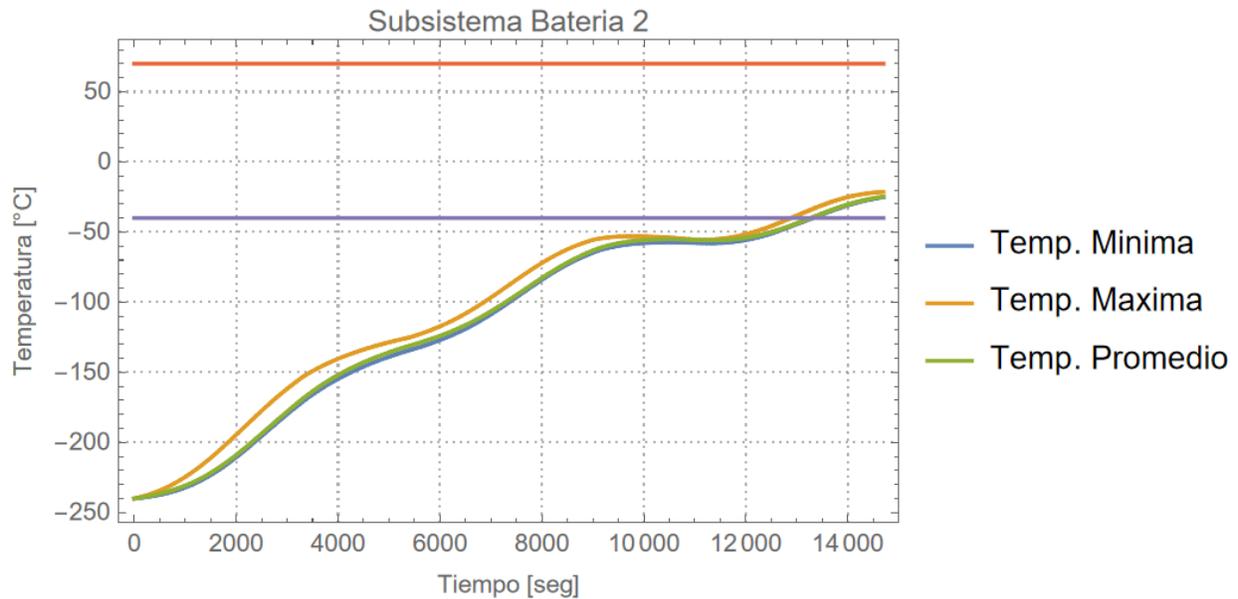


Figura 84. Temperatura en el banco de baterías 2 durante 3 orbitas.

La temperatura en el subsistema de comunicaciones UHF durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 85. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura cuando el satélite se encuentra en eclipse y cuando se encuentra directo a al Sol. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación máxima, sin embargo aun muestra que se encuentra por debajo de la temperatura mínima, es necesario un estudio contemplando más orbitas.

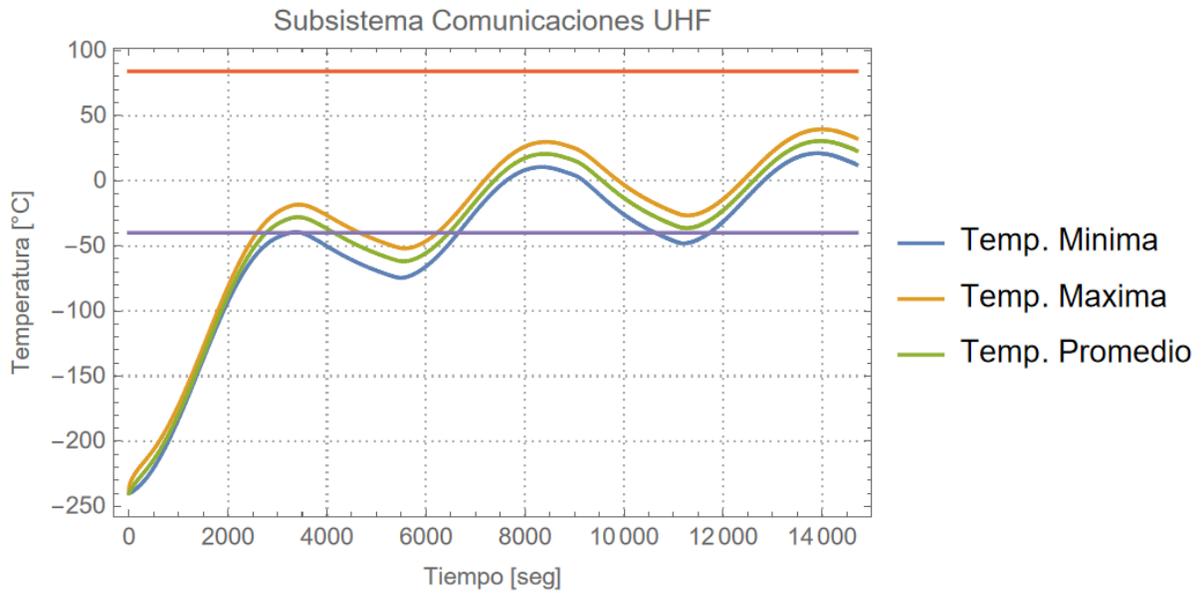


Figura 85. Temperatura en el subsistema de comunicaciones UHF durante 3 orbitas.

La temperatura en el subsistema de la computadora de vuelo durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 86. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura al igual que en la gráfica anterior. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación.

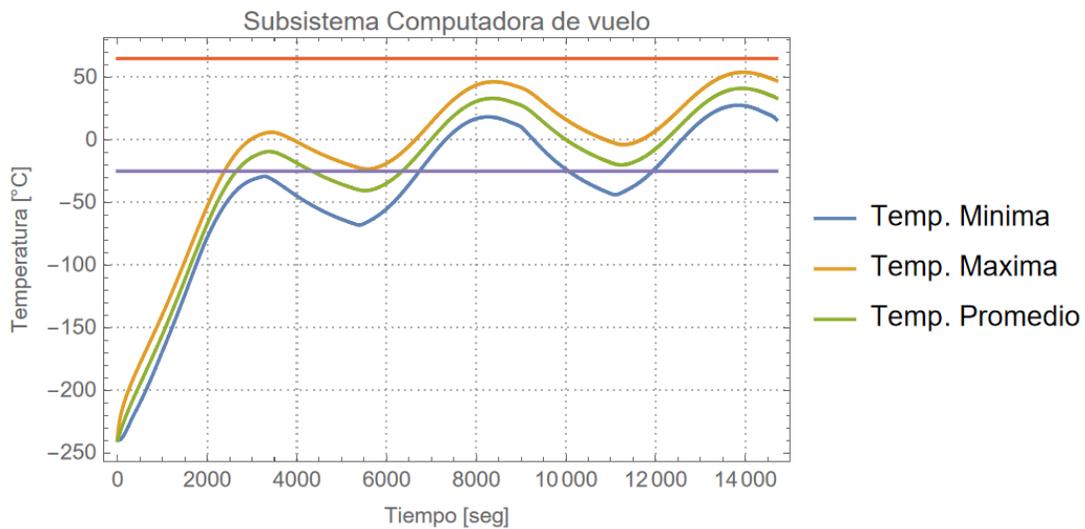


Figura 86. Temperatura en el subsistema de la computadora de vuelo durante 3 orbitas.

La temperatura en la estructura durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 87. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura conforme el satélite va orbitando la Tierra. En estos resultados logra apreciar como el subsistema comienza a estar dentro de la temperatura de operación.

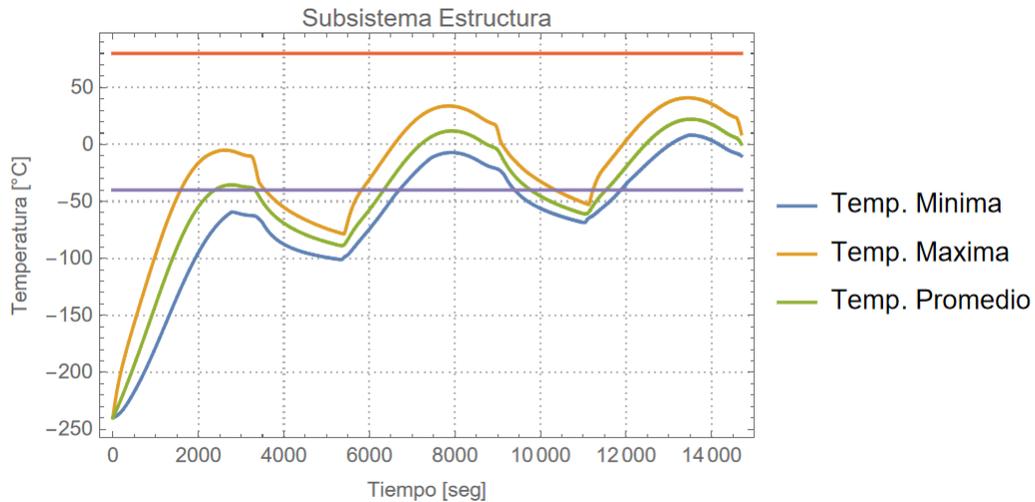


Figura 87. Temperatura en la estructura durante 3 orbitas.

La temperatura en la cámara Gecko durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 88. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando sin alcanzar una estabilidad térmica, en consecuencia, es necesario un análisis con más orbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema y asegurar que se encuentra dentro del rango de operaciones.

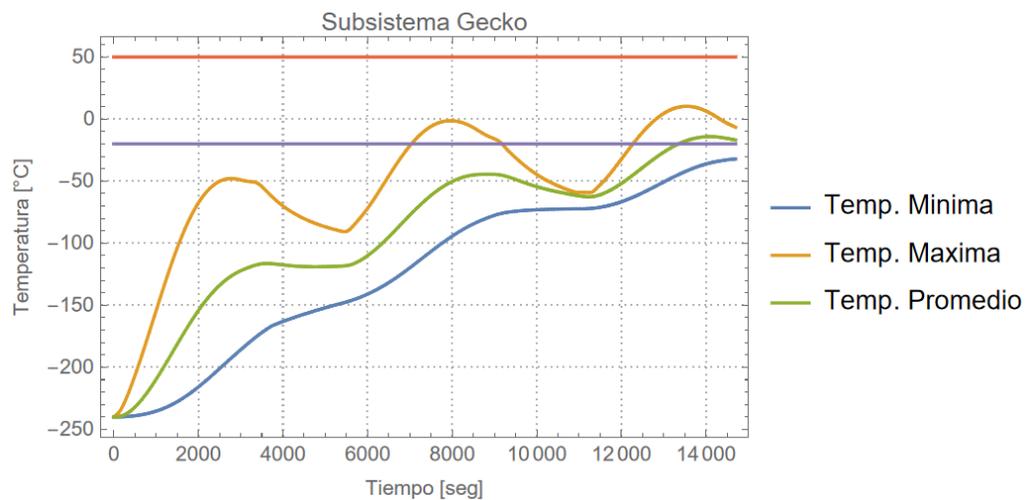


Figura 88. Temperatura en la cámara Gecko durante 3 orbitas.

La temperatura en la cámara Neutrino durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 89. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando, sin embargo, no se aprecia que el modelo alcance una estabilidad térmica cíclica, en consecuencia, es necesario un análisis con más orbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema y asegurar que se encuentra dentro del rango de operaciones.

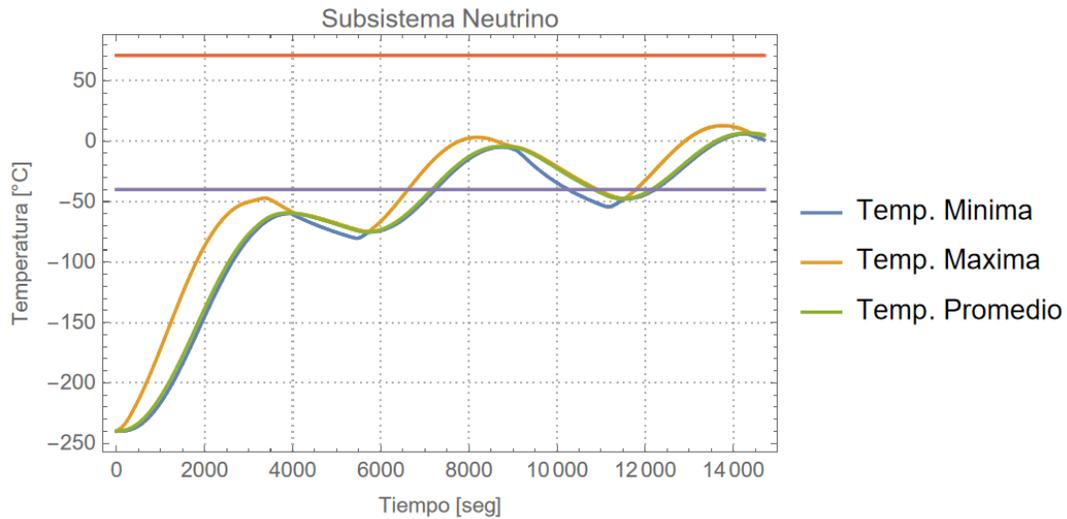


Figura 89. Temperatura en la cámara Neutrino durante 3 orbitas.

La temperatura en la cámara TAU durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 90. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura al igual que en la gráfica anterior. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación.

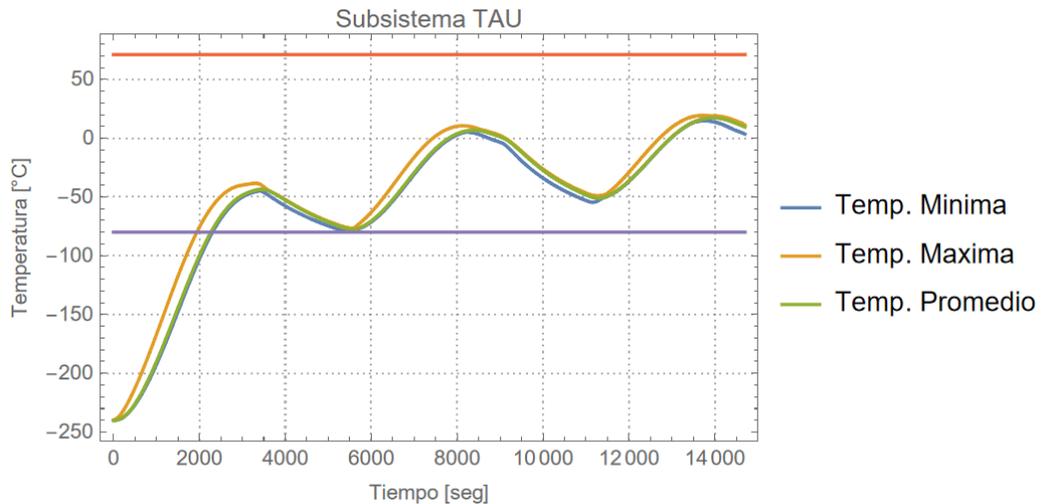


Figura 90. Temperatura en la cámara TAU durante 3 orbitas.

La temperatura en los paneles solares durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 91. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando y podemos apreciar la variación de la temperatura conforme va orbitando la Tierra. En estos resultados podemos observar como el subsistema se encuentra dentro de la temperatura de operación máxima, sin embargo, en algunas partes se encuentra debajo de la temperatura de operación mínima.

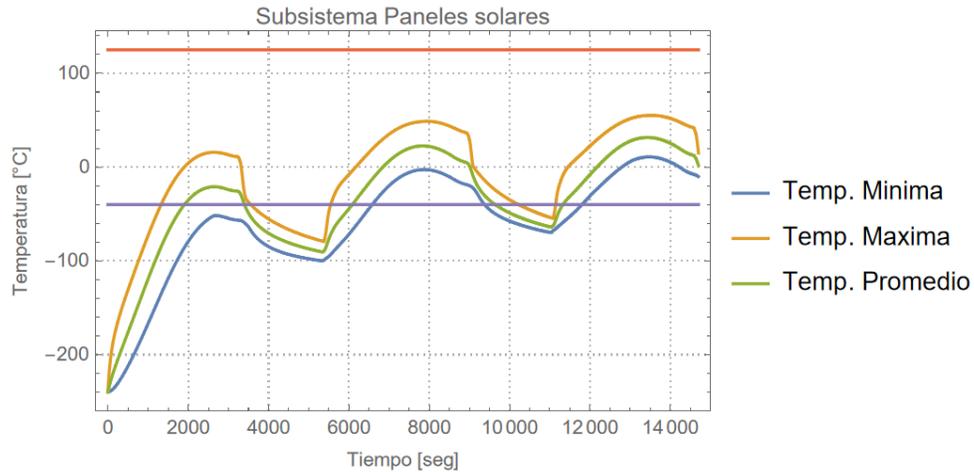


Figura 91. Temperatura en los paneles solares durante 3 órbitas.

La temperatura en las Ruedas Inerciales durante el análisis transitorio se muestra en la Figura 92. En donde podemos observar que la temperatura va aumentando sin alcanzar una estabilidad térmica, por lo tanto, aun muestra que se encuentra fuera de las temperaturas de operación, sin embargo, es necesario un análisis con más órbitas para observar una convergencia en la temperatura de este subsistema.

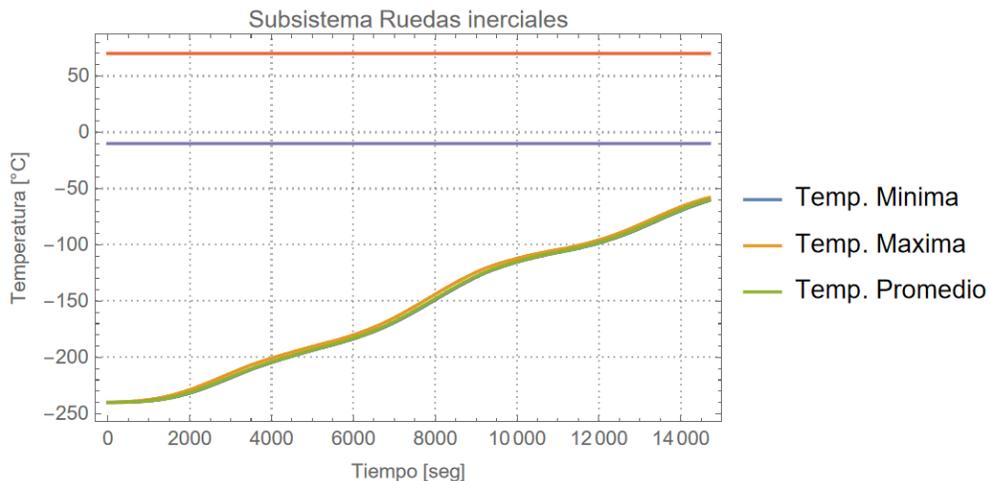


Figura 92. Temperatura en las ruedas inerciales durante 3 órbitas.

7.9. Comparación de resultados

Como se menciona en la Sección 6.8, se realizaron diversas simulaciones numéricas variando los recubrimientos del satélite, en la Figura 93 se presentan los resultados de cada uno de los casos de manera gráfica.

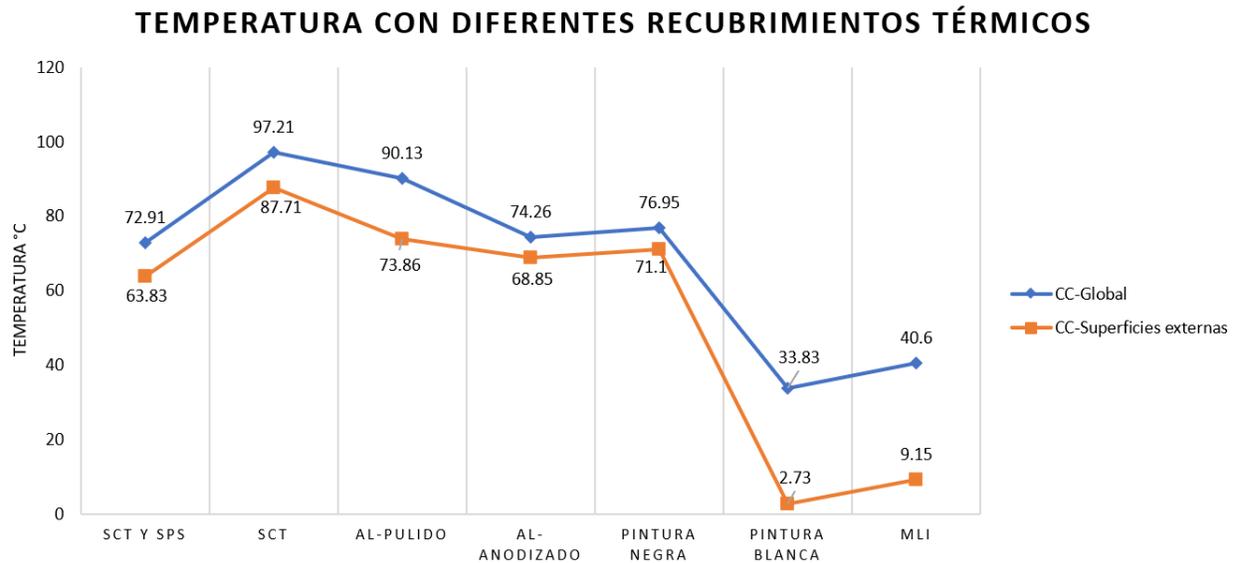


Figura 93. Comparación de resultados de temperatura máxima en el nanosatélite.

Como se puede observar, el cambio de recubrimientos disminuye la temperatura, en el caso 1 al caso 2 se le agregan las celdas solares, esto influye en la temperatura ocasionando un incremento de 25 °C en la temperatura global y en las superficies externas uno 24 °C aproximadamente.

Tomando como referencia el caso 2, podemos observar cómo al emplear aluminio pulido tenemos una reducción en la temperatura del 7 % aproximadamente, mientras que al emplear aluminio anodizado negro y pintura negra presentan una reducción semejante con 24 % y 21 % respectivamente. Cuando se empleó el uso de materiales que no fueran oscuros como el caso con pintura blanca la reducción de la temperatura es del 65 % y 58 % para el uso con Mylar.

Capítulo 8 Conclusiones

8.1. Perspectivas a futuro

Como trabajo a futuro se recomienda realizar un caso transitorio analizando más de 5 orbitas alrededor de la Tierra, esto nos permite tener una aproximación más cercana a la realidad, además de contemplar los modos de operación de las placas de electrónica, debido a que en este trabajo se consideró que los subsistemas se encontraban encendidos todo el tiempo como el caso más crítico.

Realizar un análisis estructural de las uniones para asegurar que el nanosatélite soporte las condiciones de lanzamiento para su colocación en órbita, por consiguiente, es necesario un análisis de los modos de vibración, cargas dinámicas y de choque.

Realización de pruebas de validación para determinar que los requerimientos se satisfacen de acuerdo con los estándar CubeSat y corroborar que los resultados obtenidos en el presente trabajo corresponden con la realidad.

El consumo de potencia en el satélite corresponde a otro trabajo dentro del equipo, con la finalidad de disminuir el riesgo de falla de la misión no se contemplaron paneles desplegados, sin embargo, no están descartados. Esta medida impacta en el control de estabilidad, funcionamiento de carga útil y el control térmico, en consecuencia, en caso de que se definan la necesidad de paneles desplegados, estos sistemas deben reestructurarse y analizar que el sistema de control térmico aun cumpla con sus funciones.

Realizar un análisis térmico considerando un sistema de control térmico activo para asegurar que los siguientes subsistemas; Ruedas inerciales, Cámara Gecko, ADCS y los bancos de baterías se encuentren dentro de la temperatura de operación segura.

8.2. Conclusiones

Los principales objetivos de este trabajo de investigación fueron el análisis del sistema de control térmico del nanosatélite IXAYA a partir del análisis numérico por el método de elementos finitos para asegurar el funcionamiento de los subsistemas en cada uno de sus requerimientos térmicos, objetivo que se cumplió, obteniendo la distribución de la temperatura con diferentes recubrimientos térmicos.

El análisis orbital se realizó con el software STK para los cálculos de radiación orbital, se analizaron dos órbitas una a una altitud de 400 km con una inclinación de 20° y otra a 500 km con una inclinación de 25°, por medio de estos cálculos se determinó que la intensidad solar máxima es de 1377.73 W/m², la radiación por albedo es de 541.35 W/m² y para la radiación infrarroja de la Tierra es de 208.76 W/m².

El modelado CAD y el análisis numérico se realizó por medio del Software ANSYS 2022 R1, se simuló primero un caso sin control térmico y sin paneles solares con el fin de determinar las temperaturas máximas, mínimas y promedio del nanosatélite en caso estacionario, es decir, considerando que las cargas térmicas son constantes a lo largo del tiempo. En este caso las temperaturas máximas del nanosatélite son de 72.91 °C y una temperatura mínima de 10.20 °C.

Posteriormente se realizó un segundo caso sin considerar control térmico y con paneles solares, este modelo fue el caso base para emplear los acabados y recubrimientos superficiales en el nanosatélite.

El efecto de los recubrimientos superficiales al utilizar pintura blanca o pintura negra en las zonas en donde el satélite está expuesto al ambiente espacial, mostro que al utilizar pintura blanca Zerlauts Z-93 hay una disminución de 63 °C en comparación con el caso sin control térmico, mientras que al emplear pintura negra hay una reducción de temperatura de 20 °C, ambos para el caso caliente.

El efecto de los acabados superficiales al utilizar aluminio pulido o aluminio anodizado en las zonas en donde el satélite está expuesto al ambiente espacial en comparación con el caso sin control térmico nos muestra que al utilizar aluminio pulido hay una disminución de 7 °C, mientras que al emplear aluminio anodizado hay una reducción de temperatura de 22 °C.

El análisis de la mecánica analítica se analizó considerando como caso base el aluminio pulido y celdas solares, en el cual podemos observar que al cambiar a aluminio anodizado obtenemos una reducción del 8.17 %, para pintura negra un 8.36 % y para el uso de MLI una reducción de 10.19 % en la temperatura con respecto al caso base.

El uso de recubrimientos blancos en el exterior disminuye en gran medida la temperatura al igual que el uso de MLI en las zonas libres de celdas solares, ocasionando que algunos componentes no cumplan con el rango de temperatura mínima de operación, además que el MLI

presenta una desventaja al ser un recubrimiento que puede rasgarse al momento del lanzamiento por el P-POD.

En las simulaciones para el caso transitorio se obtuvo la distribución de la temperatura durante 3 orbitas bajas de 400 y 500 km, se determinó que un sistema de control térmico pasivo logra reducir la temperatura en los subsistemas; Antena banda UHF, Comunicaciones UHF, Computadora de vuelo, Estructura, Neutrino, TAU y los paneles solares, lo suficiente para soportar las cargas térmicas en el espacio, considerando la disipación de potencia interna y la variación de las cargas de radiación. El uso de recubrimientos negros como la pintura o el anodizado negro de la estructura permite disminuir la temperatura, sin embargo los siguientes subsistemas no se encuentran en su rango de temperatura de operación segura; Ruedas inerciales, Cámara Gecko, ADCS y los bancos de baterías, por consiguiente, es recomendable el colocar un sistema de control térmico activo como: correas térmicas para mayor disipación de la temperatura y resistencias térmicas como un sistema de control térmico activo, colocados estratégicamente dentro del nanosatélite.

Se recomienda el uso aluminio anodizado negro, debido a que como requerimientos mecánicos establecido por los lanzadores, indican que la estructura debe tener un anodizado en los rieles para el lanzamiento, por consiguiente, se realiza el anodizado y a la vez permite un control térmico pasivo, por otro lado, el emplear pintura negra provoca un proceso extra el cual conlleva un costo y tiempo obteniendo un resultado muy similar al emplear únicamente aluminio anodizado.

Bibliografía

- Agencia Espacial Mexicana. (13 de julio de 2011). *Antecedentes de la AEM*. Obtenido de Gobierno de México: <https://www.gob.mx/aem/acciones-y-programas/antecedentes-de-la-aem>
- Agencia Espacial Mexicana. (s.f.). *Ingeniería en sistemas espaciales*. México: Secretaría de Comunicaciones y Transportes.
- Anderson, L., & Charles, S. (2021). *The Active Thermal Architecture: Active Thermal Control for Small-Satellites*. Utah, California : Jet Propulsion Laboratory.
- Arbolea, A. (2015). *Seguimiento de satélites y Software asociado*. España: Departamento de Ingeniería Eléctrica: Universidad de Oviedo.
- Armen Poghosyan, A. G. (2017). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 88, 59-83.
- Blanca, R. T. (05 de enero de 2015). *Historia de los satélites mexicanos*. Recuperado el 22 de marzo de 2019, de Agencia Espacial Mexicana: <https://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=262>
- Cannon, J. R., & Mulford, B. D. (2022). Passively Deployed, Unfolding Radiator Panels for Small Satellite Thermal Management. *TFAWS Passive Thermal Paper Session*. Thermal & Fluids Analysis Workshop .
- Cengel, Y. A., & Ghajar, A. J. (2011). *Transferencia de calor y masa*. México: Mc Graw Hill.
- Connor, N. (15 de septiembre de 2019). *Qué es la manta espacial – Manta térmica de emergencia – Definición*. Obtenido de <https://www.thermal-engineering.org/es/que-es-la-manta-espacial-manta-termica-de-emergencia-definicion/>
- Desing Document. (2010). *CASTOR Satellite*.
- Duarte Muñoz, C. (01 de marzo de 2016). El estandar CubeSat. *Hacia el espacio*. Recuperado el 02 de agosto de 2022, de <https://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=299>
- Duarte Muñoz, C. (2020). Desarrolla tu misión CubeSat . *Hacia el espacio* .
- Filis, A., Haim, Z. B., Pundak, N., & Broyde, R. (2019). *Micro Miniature Rotary Stirling Cryocooler for Compact, Lightweight*. Israel : RICOR.
- Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2011). *Spacecraft Systems Engineering*. Reino Unido: Wiley.

- Freescale Semiconductor. (2008). *Thermal Analysis of Semiconductor Systems*. Estados Unidos de America: Numero de documento: BASIC THERMAL WP.
- Gasser F., A., Nader, A., & Ahmed H., G. (2013). *Finite Element Analysis for Satellite Structures*. Londres: Springer.
- Gaviria Arcila, D. (2014). *Modelado térmico de un micro-satélite. Caso Quetzal*. México: Tesis de Maestría, Universidad Nacional Autónoma de México.
- Incropera, F., & DeWitt, D. (1999). *Fundamentos de transferencia de calor*. México: PEARSON Educación.
- Larson, W., & R., W. J. (2005). *Space Mission Analysis and Desing*. London: Kluwer Academic Publishers.
- Lonny Kauder. (2005). *Spacecraft Thermal Control Coatings References*. NASA Center for AeroSpace Information: NASA.
- Mazkieran Ramirez, M. (2011). *Interferencia en satélites geoestacionarios*. México: Facultad de Ingeniería: UNAM.
- Meseguer, J., Pérez-Grande, I., & Sanz-Andrés, A. (2012). *Spacecraft thermal control*. Philadelphia: Woodhead publishing.
- Millard, D. (2017). *Satellite: Innovation in orbit*. Estados Unidos: Reaktion Books Ltd.
- Modest, M. F. (2013). *Radiative heat Transfer*. New York: Elsevier.
- Moraño Fernández, J. A. (2018). *Órbitas en tres dimensiones: Elementos orbitales*. España: Departamento de matemática aplicada: Universidad politécnica de Valencia.
- Nanosats Database. (27 de julio de 2022). *Database of nanosatellites*. Obtenido de <https://www.nanosats.eu/#info>
- National Aeronautics and Space Administration. (26 de febrero de 2015). *What are SmallSats and CubeSats?* Recuperado el 31 de marzo de 2021, de NASA: <https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>
- National Aeronautics and Space Administration. (5 de septiembre de 2018). *What is a Satellite?* Recuperado el 15 de agosto de 2021, de NASA: https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/communications/outreach/funfacts/txt_satellite.html
- National Aeronautics and Space Administration. (2020). *Órbitas de satélites*. Recuperado el 20 de octubre de 2021, de NASA: <https://scool.larc.nasa.gov/Spanish/orbits-sp.html>

- National Aeronautics and Space Administration. (2020). *State of the Art Small Spacecraft Technology*. California: Ames Research Center.
- National Aeronautics and Space Administration. (2021). *Structures, Materials and Mechanisms*. Recuperado el 21 de octubre de 2021, de NASA: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/structures-materials-and-mechanisms>
- Ortega Ontiveros, M. G., Ramírez Aguilar, J. A., Santillán Gutiérrez, S. D., Ferrer Pérez, J. A., Romo Fuentes, C., & Chávez Moreno, R. G. (2018). Diseño de la estructura del microsatélite Quetzal para la implementación de pruebas de vibraciones. *MEMORIAS DEL XXIV CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM*, 56-61.
- Otero Montaudon, J. L. (2013). *Diseño conceptual del sistema de regulación térmica para un microsatélite*. México: Tesis de Maestría, Universidad Nacional Autónoma de México.
- Padilla Medina, D. (2018). *Diseño y manufactura de la estructura de un CubeSat 2U*. México: Tesis de Licenciatura, Universidad Nacional Autónoma de México.
- Ramón Martínez, R. O. (2010). *Tipos de órbitas y Constelaciones de satélites*. Universidad Politécnica de Madrid: Comunicaciones de Satélites.
- Red Universitaria del Espacio. (s.f.). *Antecedentes: Cohetería*. Recuperado el 31 de marzo de 2021, de UNAM: http://www.astroscu.unam.mx/congresos/rue/Antecedentes_Coheteria.html
- Rickman, S. L. (2022). *Form Factors, Grey Bodies and Radiation Conductances (Radks)*. Thermal and Fluids Analysis Workshop 2022.
- Rodríguez, F. M. (2018). *Metodo del elemento finito y AutoFEM*. Ciudad de México: Facultad de estudios superiores Cuautitlán.
- Rodríguez, J. (2011). Materiales utilizados en aplicaciones espaciales. *XIII Jornada de materiales de la Universidad Carlos III*.
- Secretaría de comunicaciones y transportes. (s.f.). *Sistema satelital mexicano*. Recuperado el 31 de marzo de 2021, de El mirador: <https://elmirador.sct.gob.mx/cuando-el-futuro-nos-alcanza/sistema-satelital-mexicano>
- Space Dynamics Laboratory. (s.f.). *Thermal Straps*. Recuperado el 10 de agosto de 2022, de <https://www.sdl.usu.edu/capabilities/science-engineering/thermal-management/thermal-straps>
- Trujillo A., F. D. (2011). *Disipación de calor*. España: Universidad Málaga.
- UPAEP. (s.f.). *Satélite Universitario CubeSAT "Gxiba" para Observación de la Región de Puebla*. Puebla: Facultad de Electrónica.

Wang, J., Li, Y., Liu, X., Shen, C., & Zhang, H. &. (2021). *Recent active thermal management technologies for the development of energy-optimized aerospace vehicles in china*. China: Chinese Journal of Aeronautics.

Anexos

Anexo 1. Artículo del Congreso Somi XXXIII: Diseño y manufactura de la estructura mecánica del módulo de telemetría, telecomunicación y despliegue para la misión lunar COLMENA.

Anexo 2. Artículo del Tercer CONACES 2022: Metodología para la selección del control térmico de un Nanosatélite

Tema A1 Diseño Mecánico: Sistema de control térmico en nanosatélites

“Análisis del sistema de control térmico del nanosatélite IXAYA”

Fernando David Zuñiga Contreras^a, Alejandro Farah Simón^b, Jorge Alfredo Ferrer Perez^c, Dafne Gaviria Arcila^c, Andrés Herón Romero Lizárraga^a, Pedro Humberto Escudero Martínez^a, José Francisco Valdés Galicia^b, Juan Antonio Sánchez Guzmán^b, Sergio Daniel Andrade Sosa^b

^aPrograma de Maestría y Doctorado en Ingeniería, Facultad de Ingeniería, UNAM

^bPrograma Espacial Universitario, UNAM

^cCentro de Alta Tecnología, Facultad de Ingeniería, UNAM, Campus Juriquilla

zuniga.ac@gmail.com, farah@astro.unam.mx, ferrerp@unam.mx, dafne.gaviria@comunidad.unam.mx, andreshromliz@gmail.com, pedroescuma@gmail.com, jfvaldes@unam.mx, juanantonio@cic.unam.mx, sergio.andrade@cic.unam.mx

RESUMEN

En la actualidad, muchos países incursionan en la exploración espacial mediante nanosatélites puesto que tienen una amplia gama de aplicaciones; como la detección de incendios forestales, fenómenos meteorológicos, comunicaciones, detección de partículas, etcétera, añadiendo a todas éstas la detección de puntos calientes.

Este trabajo presenta los primeros resultados del análisis térmico del nanosatélite IXAYA, el cual tiene por objetivo la detección de estos puntos calientes cerca de la ciudad de México. Para eso primero se definió una carga útil óptica, así como los requisitos de los demás subsistemas. Después se calcula las cargas térmicas externas e internas. Con esto se procede a determinar la distribución de las temperaturas de todo el satélite para corroborar que los diferentes elementos se mantengan en los rangos operacionales. Finalmente, las conclusiones son presentadas.

Palabras Clave: Control térmico, CubeSat, Ambiente espacial, Mecánica analítica.

ABSTRACT

Currently, many countries are venturing into space exploration using nanosatellites since they have a wide range of applications, such as the detection of forest fires, meteorological phenomena, communications, particle detection, etc., adding to all these the detection of hot spots.

This work presents the first results of the thermal analysis of the IXAYA nanosatellite, which aims to detect these hot spots near Mexico City. For that, an optical payload was first defined as well as the requirements of the other subsystems. Then the external and internal thermal loads are calculated. With this, we proceed to determine the temperature distribution of the entire satellite to verify that the different elements remain within the operating ranges. Finally, the conclusions are presented.

Keywords: Thermal control, CubeSat, Space environment, Analytical mechanics

1. Introducción

El Nanosatélite IXAYA tiene como misión el desarrollar un sistema de monitoreo espacial utilizando la plataforma de nanosatélites tipo CubeSat, capaz de detectar y emitir alertas en "áreas de riesgo", con resolución de píxeles de media a alta.

Se seleccionarán bandas en los rangos visibles e infrarrojos cercanos para los detectores a bordo del satélite, de modo que pueda contribuir a:

- Detección de puntos calientes, que se generan principalmente por incendios, grandes instalaciones de empresas, accidentes y eventos similares.

- Monitorear la presencia o ausencia de vegetación y estimar la densidad y madurez de cultivos en áreas agrícolas.
- Zonas de riesgo.
- Supervise las fugas masivas de agua.
- Monitoreo remoto de invasión de áreas verdes protegidas y / o remoción clandestina de árboles y vegetación en zona CDMX.
- Monitorear las áreas de riesgo de avalanchas.
- Valoración de daños por diferentes eventos antropogénicos o naturales.

El nanosatélite IXAYA es un CubeSat 3U lo que implica que tiene por dimensiones 100x100x340.5 mm, en la Figura 1, podemos observar el modelo CAD preliminar del nanosatélite, el cual ya cuenta con algunos de sus subsistemas, cabe mencionar que aún se encuentran sujetos a validación, por lo que pueden ser substituidos por otro subsistema.

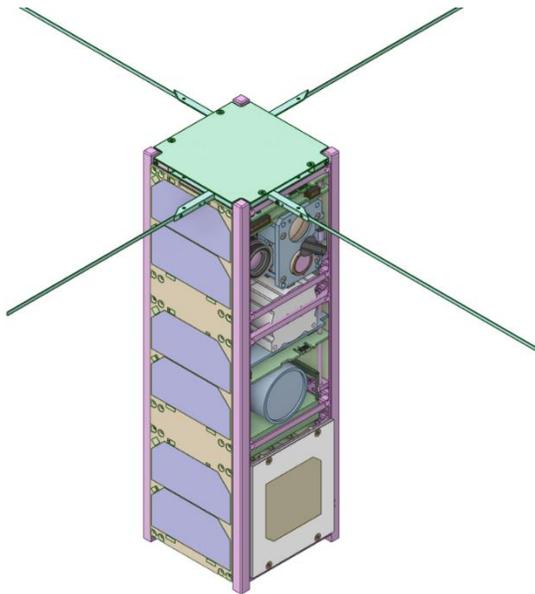


Figura 1 Modelo CADA del nanosatélite IXAYA

El objetivo de este trabajo es presentar la metodología empleada para determinar el control térmico de un nanosatélite tipo CubeSat, el cual abarcará las características, requerimientos de la misión y de los componentes internos, así como un análisis del ambiente espacial al que esté sometido dicho satélite, los cálculos analíticos y las simulaciones por el método de elemento finito.

2. Metodología

El análisis del sistema de control térmico de un satélite implica el comprender la transferencia de calor en el espacio exterior, así como las diversas condiciones a las que está sometido durante su órbita.

La transferencia de calor se da por medio de tres mecanismos distintos, conducción, convección y radiación. En el espacio exterior hay una baja densidad atmosférica por lo que la transferencia de calor por convección no se contempla. Siendo principalmente la radiación el mecanismo de transferencia de calor principal en cuerpos que se encuentran fuera de la atmosfera terrestre. [1]

Las cargas térmicas a las que está sometido un satélite es distinto cuando se encuentra dentro o fuera de la atmosfera terrestre, dichas cargas térmicas externas son; la radiación directa del Sol, Albedo y radiación infrarroja de la Tierra, además de que el satélite emite una radiación al espacio exterior, debido a sus componentes internos. En la Figura 2 podemos observar las cargas térmicas a las que está sometido un satélite.

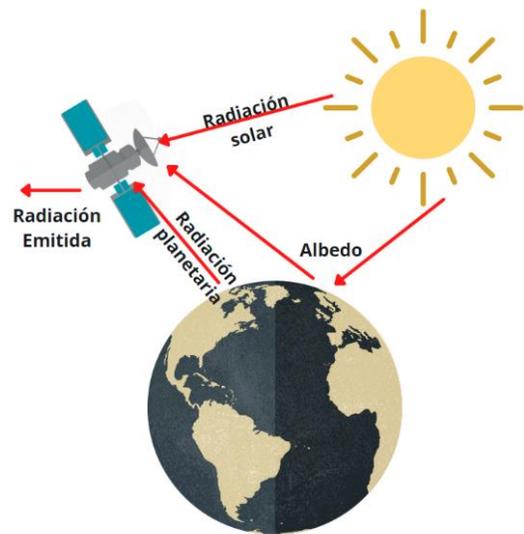


Figura 2 Cargas térmicas en el ambiente espacial

La intensidad de la radiación solar es la proveniente del sol directamente, fuera de la atmosfera terrestre a una distancia promedio de 1 AU, tiene un valor aproximado de $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$. [2]

El albedo es la fracción de radiación solar que es reflejada por la superficie y/o atmosfera de un planeta, también es conocido como el albedo planetario "a". Su valor depende de la superficie reflejada y de las propiedades atmosféricas. El valor orbital promedio para la tierra se ubica en el rango de 0.31 a 0.39. [2]

La radiación de la Tierra se debe a que los planetas con temperaturas no nulas irradian calor, en la Tierra todo su calor se da en longitudes de ondas infrarrojas. Concretamente entre 2 y 50 μm cuyo pico de intensidad se encuentra en los 10 μm . La Tierra irradia con una intensidad aproximada de 237 W/m^2 . [2]

La disipación térmica de componentes electrónicos en las placas es un factor importante para considerar en este tipo de análisis, el principio básico para analizar la transferencia de calor en un semiconductor de potencia es haciendo analogía a los circuitos eléctricos, de tal forma que el flujo de corriente se remplaza por la transferencia de calor y la impedancia eléctrica por resistencias térmicas. Utilizando la ley de Ohm, asumimos que las resistencias térmicas se asemejan a las resistencias eléctricas, la diferencia de potencial a la diferencia de temperaturas y el flujo de calor a una corriente eléctrica, como se observa en la siguiente Figura 3. [3]

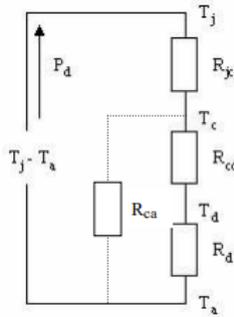


Figura 3 Analogía térmica a un circuito eléctrico

Por lo tanto, podemos deducir que la potencia disipada en forma de calor está dada por la Ecuación 1.

$$P_d = \frac{T_j - T_a}{R_{jc} + R_{ca}} \quad (1)$$

A esta Ecuación se le conoce como Ley de Ohm térmica, donde:

T_j - Temperatura de la unión del semiconductor

T_a - Temperatura ambiente

P - Potencia que disipa el dispositivo

R_{ja} - Resistencia térmica entre la unión y el ambiente

Cabe mencionar que la Ecuación es empleada en el caso de que el componente no cuente con un disipador, además en algunos componentes electrónicos la disipación térmica la da el fabricante, en caso contrario se hace una aproximación con la Ecuación 1.

2.1. Mecánica analítica

En esta sección se presentan las ecuaciones generadas a partir de un balance de energía contemplando las cargas térmicas externas a las que es sometido un satélite como el que se muestra en la Figura 2. Este tipo de análisis nos permite determinar la temperatura del satélite de manera global proporcionando una primera aproximación, es limitado si se desea conocer la temperatura en cada uno de los subsistemas o en su caso determinar el gradiente de temperatura a lo largo de la superficie. Se consideran 2 casos: Caso caliente y frío.

Caso caliente

El caso caliente es considerando que la radiación solar es directa al satélite como se muestra en la Figura 4.

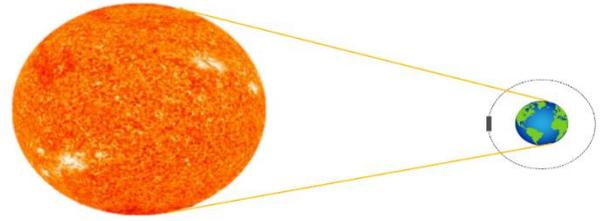


Figura 4 Caso caliente

Empleando un balance de energía de las cargas en el satélite se obtiene la Ecuación 2.

$$\dot{Q}_s + \dot{Q}_a + \dot{Q}_T + \dot{Q}_c = \dot{Q}_{satellite \rightarrow exterior} \quad (2)$$

Sustituyendo la Ecuación 2 y despejar la temperatura del satélite se obtiene la siguiente expresión:

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s A_s I_s + \alpha_s A_{albedo} I_s + \alpha_{IR} A_c I_T + \dot{Q}_c}{\epsilon_{IR} A_{sat \rightarrow exterior} \sigma} + T_{ext}^4} \quad (3)$$

Caso frío

El caso frío es cuando hay eclipse, esto implica que la Tierra se encuentra entre el Sol y el satélite, por lo que no recibe radiación solar en ninguna de sus caras, como se observa en la Figura 5.

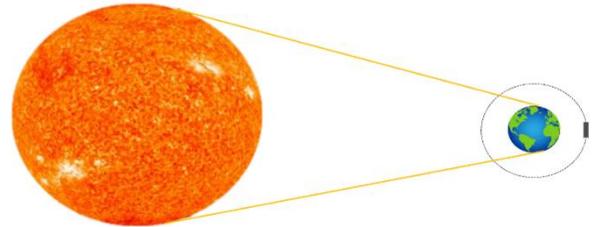


Figura 5 Caso frío

La Ecuación que rige este caso se asemeja a la Ecuación 2 pero sin consideran las cargas del Albedo y radiación solar, reduciendo la Ecuación a la siguiente expresión:

$$T_{sat} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{IR} A_c I_T + \dot{Q}_c}{\epsilon_{IR} A_{sat \rightarrow exterior} \sigma} + T_{ext}^4} \quad (4)$$

Debido a que las caras de los satélites están conformadas de distintos materiales se realiza un cálculo de las emisividades y absorptividades promedio de cada una de las superficies del satélite con distintos materiales, la

Ecuación 5 nos permite obtener los valores de emisividad promedio en función de 2 materiales distintos. [4]

$$\varepsilon_{1-2} = \varepsilon_1 \frac{A_1}{A_T} + \varepsilon_2 \frac{A_2}{A_T} \quad (5)$$

El nanosatélite IXAYA cuenta con una serie de paneles solares en sus superficies, esto con la finalidad de obtener la energía suficiente para el cumplimiento de su misión. En la Figura 6 podemos observar el esquema del CubeSat desglosado, en el cual las caras A, B, D y E cuenta con un estimado de 3 celdas solares, mientras que la cara E solo con una celda solar, la cara C no cuenta con celdas solares, debido a que en esta cara se encuentra la óptica de las 3 cámaras, y por último la cara D esta destinada para las antenas UHF.

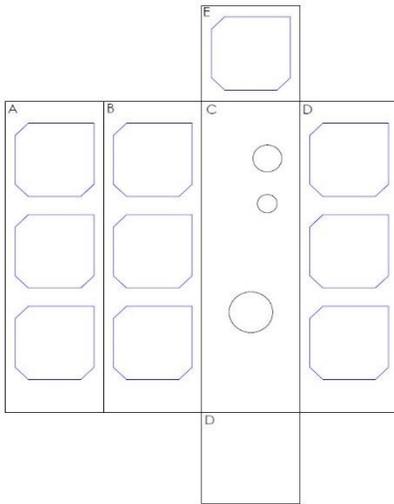


Figura 6 Esquema de las caras del satélite IXAYA

Este análisis consiste en determinar que recubrimiento a emplear en la superficie donde no están los paneles solares, en la Figura 6 las celdas solares están representadas en color azul y el restante es la superficie a la cual se le colocara el recubrimiento. En la Tabla 1 podemos observar el porcentaje superficial que ocupan los paneles en cada una de sus caras y el porcentaje restante para el recubrimiento.

Tabla 1 – Porcentaje superficial en caras

Superficie	Porcentaje de materiales
Cara A	48.72 % Material 1
	51.28 % Celda Solar
Cara B	48.72 % Material 1
	51.28 % Celda Solar
Cara C	100 % Material 1
Cara D	48.72 % Material 1
	51.28 % Celda Solar
Cara E	41.86 % Material 1
	58.14 % Celda Solar
Cara F	100 % Material 1

Para el análisis analítico se contempló el uso de distintos materiales en la superficie del nanosatélite. Estos materiales se muestran en la Tabla 2 en la cual están colocadas las propiedades de emisividad y absorptividad de cada uno. [5]

Tabla 2 – Propiedades de materiales.

Material	Emisividad	Absortividad
Aluminio Pulido 6061-T6	0.03	0.09
Aluminio anodizado 6061-T6	0.84	0.65
Celdas solares	0.81	0.91
Pintura Negra	0.9	0.94
MLI	0.6	0.15

2.2. Requerimientos de Misión IXAYA

Los subsistemas de un satélite cuentan con temperaturas de operación, el cual permite que los subsistemas tengan un correcto funcionamiento, por lo que estos requerimientos térmicos varían según el subsistema. En la Tabla 3 podemos observar los rangos de temperatura de operación de cada uno de estos subsistemas preliminares.

Tabla 3 – Temperatura de operación de subsistemas.

Subsistema	Temperatura máxima [°C]	Temperatura mínima [°C]
Cámara 1	30	10
Cámara 2	71	-40
Cámara 3	71	-80
Computadora de vuelo	65	-25
Comunicaciones	60	-20
Antena banda S	125	-40
Antena UHF	80	-40
Control de orientación	70	40
Baterías	70	40

2.3. Análisis orbital

La órbita a la cual se encuentra un satélite es de suma importancia esta determina los tiempos en dar la vuelta a la Tierra, su velocidad, tiempos de observación, etc. Para la misión IXAYA se analizan dos posibles órbitas circulares.

Tabla 4 – Órbitas preliminares.

	Altura [km]	Inclinación
Órbita 1	400	20°
Órbita 2	500	25°

Las orbitas propuestas se simularon por medio del software STK, en el periodo de primavera del 2023 del 21 de marzo al 21 de junio de dicho año.

Considerando que son orbitas circulares a 400 y 500 km de altura sobre superficie terrestre, el radio de la Tierra aproximadamente de 6370 km, con esta información podemos calcular la velocidad aproximada del satélite y su periodo, como se muestra a continuación:

$$v = \sqrt{2 \left(\frac{\mu}{R} + \varepsilon \right)} \quad (6)$$

Donde:

- μ - Parámetro gravitacional de la Tierra
- R - Distancia desde el centro de la Tierra al centro del satélite
- ε - Energía mecánica especifica
- a - Semieje mayor

Al ser una Orbita circula se tiene que la distancia desde el centro de la Tierra al satélite es el mismo que su semieje mayor. Sustituyendo los valores de la Ecuación 6 podemos determinar la velocidad del satélite en las orbitas propuestas obteniendo las siguientes velocidades:

$$v_{orbita 1} = 7.673 \frac{km}{s} \quad (7)$$

$$v_{orbita 2} = 7.617 \frac{km}{s} \quad (8)$$

Se calcula el periodo Orbital por medio de la Ecuación 9.

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (9)$$

Sustituyendo los valores para ambas orbitas propuestas se tiene un periodo orbital para cada una de las orbitas propuestas:

$$P_{Orbita 1} = 5543.62 s \quad (10)$$

$$P_{Orbita 2} = 5666.91 s \quad (11)$$

Los datos obtenidos por medio de las ecuaciones y del software STK permiten el conocer el valor máximo de intensidad solar que radia al satélite, en un día y hora determinado en la vida de la misión. Esto nos permite tomar el valor máximo de intensidad solar para el análisis estacionario para posteriormente emplear los datos en un caso transitorio.

3. Análisis numérico

El análisis numérico empleado es el denomina método del elemento finito o FEM (Finite Element Method) permite la resolución de problemas de ingeniería con el

cual se pueden realizar cálculos de esfuerzo, deformación, distribución de temperatura, fluidos y vibraciones, permite un análisis de mayor facilidad, que empleando métodos tradicionales como la mecánica analítica. [6]

El análisis numérico para determinar el sistema de control térmico del satélite IXAYA, se realiza a través del software computacional ANSYS 2021 R2, en donde se busca observar cuales son los subsistemas que sobrepasan sus temperaturas de operación.

3.1. Geometría

La geometría del modelo fue realizada por medio de ANSYS en su módulo de Spaceclaim, como ya se mencionó anteriormente el método de elementos finitos consiste en discretizar la geometría en elementos. Para reducir el tiempo computacional del análisis se realiza una simplificación de las geometrías, esto implica eliminar elementos no cruciales en el análisis como es la tornillería, conectores o redondeos. En las tarjetas electrónicas, se consideran únicamente los componentes que tienen una disipación de energía como son los chips más representativos del subsistema. En la Figura 7 podemos apreciar el nanosatélite IXAYA simplificado.

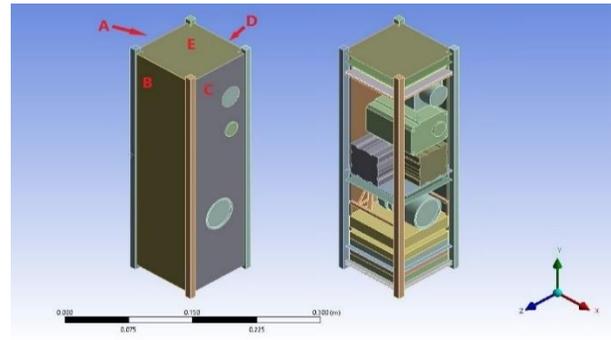


Figura 7 Modelo CAD simplificado

Las cargas térmicas empleadas en el modelo son obtenidas del análisis orbital en el cual se buscan las condiciones más extremas durante la órbita, las cuales se presentan el 21 de marzo del 2023. El flujo de calor del Sol el cual se considera que llega directamente a la cara A del satélite, la radiación infrarroja proveniente de la Tierra el cual es directa a la cara C debido a que las cámaras siempre apuntan a la Tierra., el Albedo se contempla en el resto de las caras las cuales son; B, D, E y F. En la tabla 5 observamos los valores empleados en la simulación.

Tabla 5 – Flujo de calor de cargas externas.

	Flujo de calor [W/m ²]
Sol	750
IR Tierra	41
Albedo	547

Para los componentes internos del satélite, es importante analizar los principales disipadores de calor, en la sección 2 de este artículo se explica como determinar la disipación de calor, en la Tabla 6 podemos observar los valores en cada uno de los subsistemas.

Tabla 6 – Calor disipado en los subsistemas

Subsistema	Calor disipado [W]
Computadora de vuelo	0.85
Comunicaciones	2
Control de orientación	0.6
Ruedas Inerciales	0.75
2 x Baterías	10

3.2. Mallado

El mallado del modelo fue realizado por medio del software de ANSYS Mechanical 2021 R2. En el cual está conformada principalmente por elementos tetraédricos, principalmente las geometrías más complicadas como son las cámaras y los bancos de baterías, algunos elementos hexaédricos principalmente en las placas de electrónica, chips y algunas geometrías de la estructura. En total la simulación cuenta con 43,948 elementos, con un tamaño de elemento máximo de 10 mm. Cabe mencionar que para obtener una simulación adecuada se debe realizar el refinamiento de malla en los elementos de interés y hacer una revisión en la calidad de malla. Esto conlleva a un aumento en el tiempo computacional por lo que hay que comenzar con un mallado relativamente grande e ir realizando ajustes en la malla reduciendo su tamaño hasta que el modelo tienda a converger en sus resultados.

3.3. Análisis térmico estacionario

El análisis estacionario realizado en ANSYS considera que las cargas externas debido a el Sol, Tierra y Albedo son constantes a lo largo de todo el tiempo, por lo que no se considera el caso frío cuando hay un eclipse. En el caso de la disipación de calor de los componentes internos de igual manera se considera que son constantes.

Existen empresas que se encargan de vender algunos subsistemas ya probados en distintas misiones espaciales, de acuerdo con el mercado la estructura de los nanosatélites es principalmente de Aluminio 6061-T6 al igual que los soportes internos, esto debido a que la estructura se encarga de soportar las cargas dinámicas durante el lanzamiento a órbita. Las placas de electrónica, así como los microchips se emplean del material FR4 con el cual se fabrican placas de PCB debido a sus elevadas propiedades mecánicas y de aislamiento térmico, cabe mencionar los subsistemas con herencia de vuelo

presentan placas electrónicas de este material. Para las celdas solares se emplea sus propiedades termofísicas. El Cobre se utiliza para el sistema de orientación y baterías de litio.

Los contactos fueron definidos automáticamente por medio del software, en total son 184 contactos tipo “Bounded”, la transferencia de calor por conducción es controlada por el programa. En la Tabla 7 podemos observar las propiedades termofísicas de estos materiales mencionados.

Tabla 7 – Propiedades termofísicas. [7]

Material	Densidad [kg/m ³]	Conductividad [W/m °C]	Calor Especifico [J/kg °C]
Aluminio 6061-T6	2713	167.9	915.7
FR4	1840	17.7	600
Celda solar	5260	32.9	334.8
Cobre	8942	396.7	383.3
Baterías litio	800	43	500

4. Resultados y discusión

Como se mencionó anteriormente se realizaron los cálculos analíticos cambiando los materiales y recubrimientos distintos. En la Tabla 8 se presentan los resultados analíticos obtenidos, tomando como caso base el aluminio pulido, podemos observar que hay una reducción de 9.45 % en la temperatura exterior del satélite con el uso de Mylar.

Tabla 8 – Temperatura del nanosatélite con distintos materiales.

Materiales analizados	Caso caliente	Caso frío	Reducción
Aluminio Pulido y Celdas solares	159.47 [°C]	79.89 [°C]	0 %
Aluminio Anodizado y Celdas solares	123.86 [°C]	26.75 [°C]	7.6 %
Pintura negra y Celdas solares	126.45 [°C]	24.59 [°C]	7.78 %
MLI y Celdas solares	121.94 [°C]	36.93 [°C]	9.45 %

En el análisis numérico por el método de elemento finito nos permitieron realizar una estimación del gradiente de temperatura en el satélite IXAYA, se observó que para el caso estacionario la temperatura máxima se encuentra en la cara expuesta al Sol directamente con una temperatura de 76.93 °C y una temperatura mínima de 55.61 °C en la parte inferior del satélite. En la Figura 8 (a) podemos visualizar el gradiente de temperatura en la estructura únicamente y en la Figura 8 (b) observamos la

temperatura en los subsistemas en donde la temperatura máxima se encuentra en la computadora de vuelo y comunicaciones con un valor de 76.93 °C.

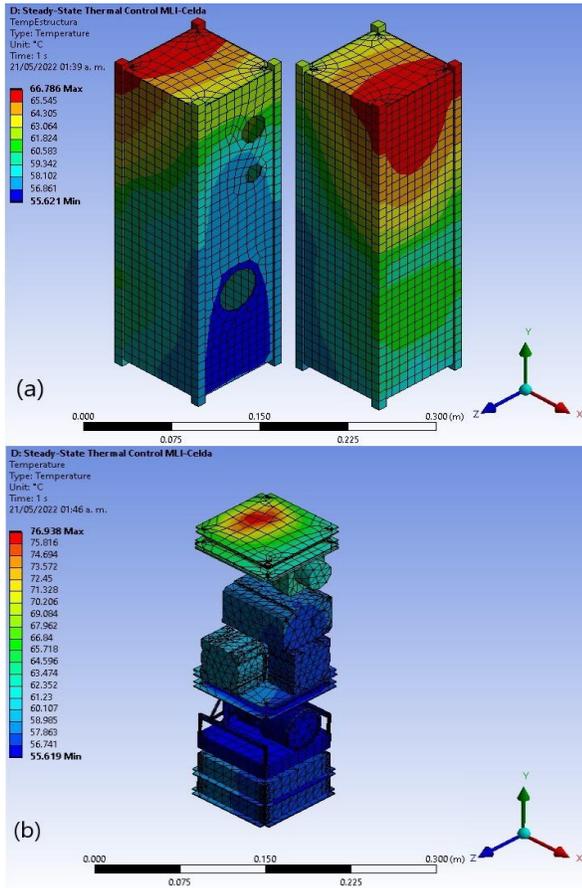


Figura 8; (a) Gradiente de temperatura en la estructura; (b) gradiente de temperatura en los componentes internos.

Considerando los resultados preliminares obtenidos, la mayor parte de los subsistemas cumplen con los requerimientos de temperatura de operación para el análisis estacionario con excepción de la computadora de vuelo, el subsistema de comunicaciones y la cámara 1. Realizando una comparativa entre la matemática analítica y el análisis numérico tenemos una diferencia en la temperatura de un 36%. Esto se debe a que el modelo matemático no contempla la transferencia de calor por conducción, ni el posicionamiento de los subsistemas.

5. Conclusión

En este trabajo se presentó la metodología para el análisis térmico de un nanosatélite tipo CubeSat 3U, utilizando el método de elementos finitos a través del software ANSYS Mechanical 2021 R2.

Como se muestra en el trabajo se pueden llegar a una aproximación de la temperatura del satélite empleando mecánica analítica para observar la reducción de la temperatura con el uso de diferentes recubrimientos y

materiales en la superficie. Posteriormente se empleó un método numérico en donde se obtuvo un gradiente de temperatura en el satélite IXAYA, a diferencia del método analítico, éste nos permite obtener su distribución en cada uno de los subsistemas independientemente. El análisis numérico se realizó en estado estacionario y se observó el gradiente de temperaturas del satélite en cada uno de sus subsistemas, comparándolos con sus requerimientos térmicos. Los componentes se encuentran dentro del rango de operación óptimo para su funcionamiento a excepción de tres subsistemas, en los cuales la temperatura mayor se concentra en los chips, por lo que se sugiere el colocar un disipador de calor en ellos.

Como trabajo a futuro se debe realizar un caso transitorio el cual nos permite tener una aproximación más cercana a la realidad, debido a que considera los tiempos de sombra a lo largo de su órbita, un análisis de convergencia de malla en las simulaciones por elementos finitos, además de variar la potencia disipada de los componentes internos de acuerdo con los modos de operación del satélite.

Agradecimientos

El presente trabajo ha sido gracias al apoyo de CONACYT, por la beca otorgada durante sus estudios de maestría.

El Programa Espacial Universitario (PEU) de la UNAM, por permitir la colaboración en el proyecto IXAYA, el cual genero este artículo.

REFERENCIAS

- [1] Chandrashekar, S. (2017). Thermal Analysis and Control of. Suecia: Royal Institute of Technology.
- [2] Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2011). Spacecraft Systems Engineering. Reino Unido: Wiley.
- [3] Trijillo A., Francisco David. *Disipación de calor* (2011). España: Universidad Málaga.
- [4] Czernik, S. (2004). Design of the Thermal Control System. Alemania: University of Applied Sciences Aachen.
- [5] Lonny Kauder. (2005). Spacecraft Thermal Control Coatings References. NASA Center for Aerospace Information: NASA.
- [6] Ferrari Mora, D., & Rodríguez, F. D. (2018). Metodo del elemento finito Y AutoFEM. México: Facultad de estudio superiores Cuautitlán.
- [7] Desing Document. (2010). CASTOR Satellite

Categoría: Nanosatélites

“Metodología para la selección del control térmico de un Nanosatélite”

Fernando David Zuñiga Contreras, Alejandro Farah Simón, Jorge Alfredo Ferrer Pérez, Dafne Gaviria Arcila, José Francisco Valdés Galicia, Juan Antonio Sánchez Guzmán

zuniga.ac@gmail.com, farah@astro.unam.mx, ferrerp@unam.mx, dafne.gaviria@comunidad.unam.mx, jfvaldes@unam.mx, juanantonio@cic.unam.mx

RESUMEN

En la actualidad, muchos países incursionan en la exploración espacial mediante nanosatélites puesto que tienen una amplia gama de aplicaciones; como la detección de incendios forestales, fenómenos meteorológicos, comunicaciones, detección de partículas y añadiendo a todas éstas la detección de puntos calientes. Todos los satélites cuentan con un conjunto subsistemas, los cuales son los encargados de realizar tareas específicas para garantizar el éxito de una misión espacial, cada uno de ellos debe ser propuesto con extremo cuidado, estos subsistemas se diseñan siguiendo las especificaciones y los requerimientos. La temperatura de operación es uno de los parámetros más importantes a considerar durante su diseño. Dichos satélites o nanosatélites se encuentran en un ambiente extremo debido a que no cuentan con la protección de la atmósfera terrestre, por lo que interactúan con diferentes fuentes de calor por radiación, esto puede implicar un fallo de operación en alguno de los subsistemas por lo que es crucial la implementación de un subsistema denominado control térmico, el cual es el encargado de proteger a dichos subsistemas de la radiación y mantener el satélite en un rango de temperatura óptimo. En este trabajo se describe cada uno de los pasos a seguir para la selección y análisis térmico de un nanosatélite tipo CubeSat 3U, empleando el método del elemento finito, abarcando desde la comprensión del ambiente espacial, como hacer un buen uso de herramientas computacionales tipo CAD y los casos a simular por el método mencionado. Este trabajo analizó al nanosatélite denominado IXAYA, el cual tiene por objetivo la detección de puntos calientes cerca de la ciudad de México.

Introducción

La realización de investigación científica en el espacio es costosa, por lo que el implementar un sistema de control térmico es esencial para garantizar el éxito de una misión espacial, permitiendo reducir el nivel de riesgo de falla en la misión.

Los satélites llevan un conjunto de subsistemas, estos presentan un intervalo de temperatura para su operación que se conoce como requerimientos térmicos, puesto que esto depende de la eficiencia del dispositivo frente al ambiente espacial al que se enfrentan, por consiguiente, un análisis térmico durante su órbita es fundamental, cada uno de estos subsistemas es crucial para el éxito de la misión en la Figura 1 se muestran los subsistemas principales de un satélite.

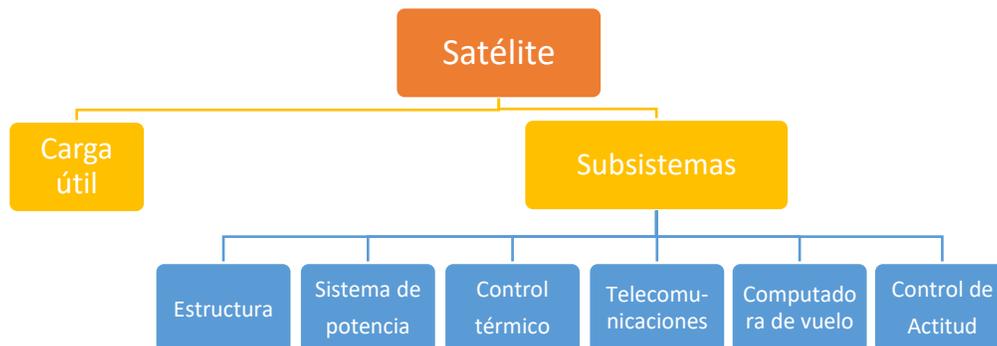


Figura 1. Subsistemas de un satélite

La responsabilidad principal del sistema de control térmico es mantener la temperatura del nanosatélite, cada subsistema dentro de sus intervalos de temperatura, para esto se emplean sistemas activos, pasivos o una combinación de ambos. El desafío principal de este subsistema se deriva en diseñarse con; masa reducida, área de superficie externa limitada, volumen limitado y una potencia limitada en el caso de un control térmico activo.

Metodología

La selección de un control térmico es uno de los temas más importantes del desarrollo de un Nanosatélite, este asegura la temperatura de cada uno de los subsistemas, para un correcto control térmico es necesario realizar un análisis térmico del nanosatélite en órbita. En la Figura 2 podemos observar los pasos empleados para la selección de un control térmico.

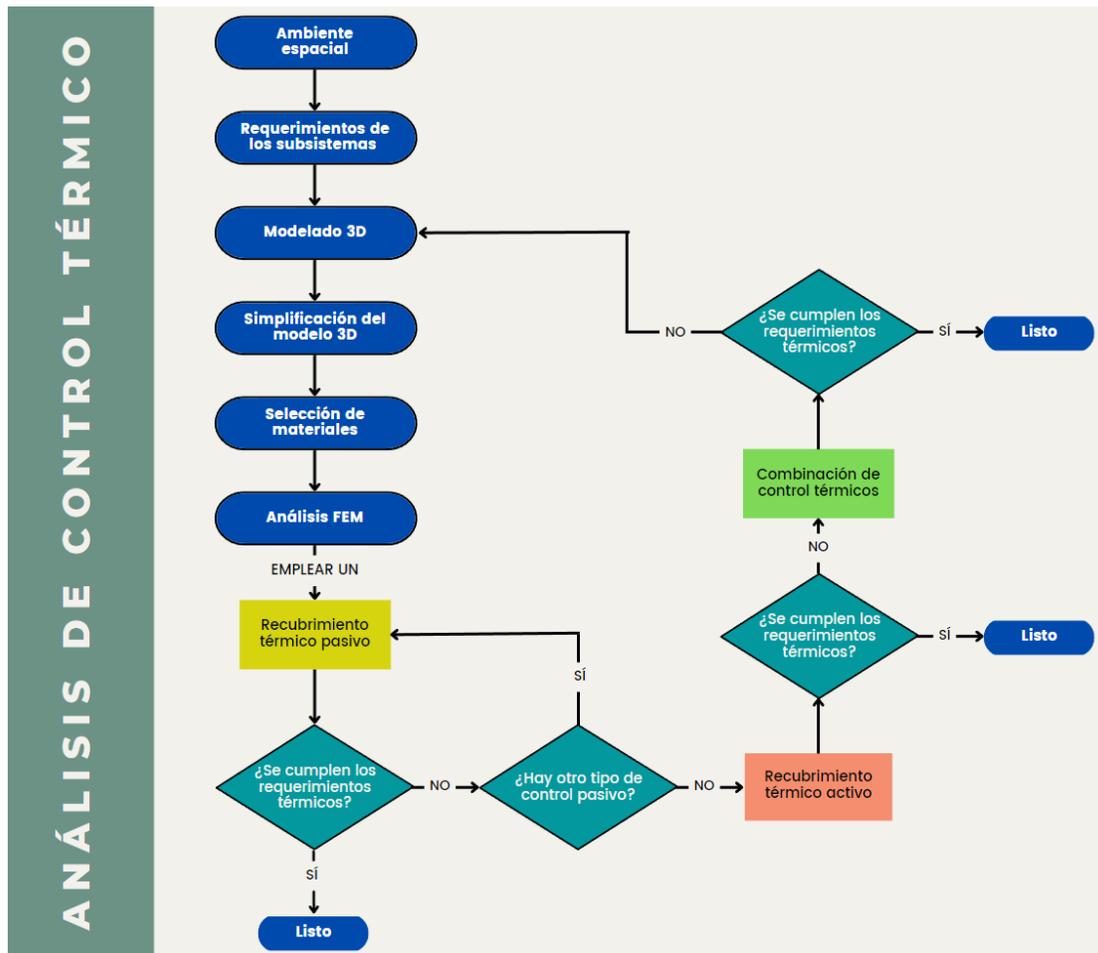


Figura 2. Metodología para la selección de un control térmico

Como observamos es necesario la comprensión del ambiente espacial y los diferentes subsistemas que conforman el nanosatélite para garantizar el éxito de la misión, es recomendado iniciar con un control térmico pasivo, debido a que estos son de bajo costo, masa y no requieren de energía, en caso de que los pasivos no brinden la protección necesaria se analizan los activos y en algunos casos es necesario el uso de ambos combinados.

Sistema de control térmico

Los componentes de una nave espacial o satélite presentan un rango de temperatura el cual debe mantenerse para un correcto funcionamiento. Las temperaturas son reguladas por controles térmicos activos, pasivos o combinación de ambos. Los desafíos del control térmico derivan de cuatro propiedades intrínsecas:

- Baja masa térmica
- Área de superficie externa limitada
- Volumen limitado
- Potencia limitada (Control activo)

Los sistemas de control térmico pasivo no requieren de potencia eléctrica para la regulación térmica. Estos sistemas presentan ventajas en el bajo costo, volumen, peso y riesgo, debido a su simplicidad, además de ser altamente fiables. Algunos ejemplos de control térmico pasivo son la integración de aislamiento multicapa, revestimientos térmicos, acabados superficiales, tubos de calor, parasoles, etcétera. (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011)

Existen metodologías de diseño que ayudan a gestionar las cargas térmicas, esto incluye elementos de diseño estructural y eléctrico que ayuden a mejorar la transferencia de calor por conducción, reduciendo las temperaturas de los componentes. (National Aeronautics and Space Administration, 2020)

Uniones estructurales aisladas térmicamente, donde se apilan múltiples arandelas con baja conductividad térmica entre los sujetadores y superficies unidas para limitar la transferencia de calor por conducción en lugares específicos. Diseños de placas de circuito que incluyen capas de cobre conectadas por vías que conducen el calor de los componentes eléctricos a través de las placas a sus conectores o puntos de conexión estructural.

Los métodos de control térmico activos utilizan potencia de entrada para funcionar y se ha demostrado que son más efectivos para mantener un control de temperatura en el satélite más estricto para los requisitos de los componentes o cargas de calor más altas.

En naves espaciales pequeñas se utilizan comúnmente para dispositivos sensibles como baterías, cámaras y dispositivos electrónicos. Se emplean cuando un sistema pasivo no es suficiente para la gestión térmica, se conectan calentadores de resistencia eléctrica, enfriadores termoeléctricos y enfriadores criogénicos a equipos específicos para mantener las temperaturas dentro de los requerimientos. (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011)

Ambiente espacial

Un satélite interactúa con el ambiente espacial con diferentes fuentes de calor por radiación, además de generar calor dentro del satélite y transferirlo por radiación al espacio. Las fuentes de calor externas son las mostradas a continuación en la Figura 3. (Meseguer, Pérez-Grande, & Sanz-Andrés, 2012)

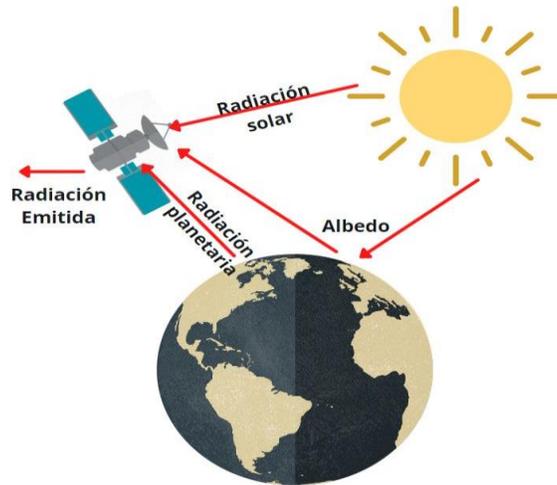


Figura 3. Ambiente térmico en el espacio

- Radiación solar directa: Es la proveniente del sol directamente, fuera de la atmósfera terrestre a una distancia promedio de 1 AU, tiene un valor aproximado de $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$.
- Albedo: El albedo es la fracción de radiación solar que es reflejada por la superficie y/o atmósfera de un planeta, su valor depende de la superficie reflejada y de las propiedades atmosféricas.
- Radiación infrarroja de la tierra: Los planetas con temperaturas no nulas irradian calor. La tierra irradia con una intensidad aproximada de 237 W/m^2 .
- Radiación emitida por el satélite: El satélite tiene una temperatura mayor al cero absoluto y por lo tanto irradia calor al espacio.

Requerimientos de subsistemas

Una vez analizado el ambiente espacial al que se encuentra el nanosatélite, es de suma importancia revisar las temperaturas de operación de cada uno de los subsistemas, esto implica el tener una estrecha comunicación con los otros equipos, los cuales nos brindan que componentes electrónicos van a emplear, en el caso de las tarjetas electrónicas hay que revisar las hojas de especificaciones, debido a la disipación de calor que generan algunos semiconductores provocado por flujo de corriente eléctrica que produce una pérdida de energía transformándola en calor.

Modelado computacional

El uso de herramientas computacionales tipo CAD nos permite observar la posición de los semiconductores, además, realizar un análisis térmico con los subsistemas posicionados dentro de la estructura del satélite. Comúnmente las empresas proporcionan los dibujos CAD de los diferentes subsistemas, para realizar las simulaciones térmicas por el método de elementos finitos, se reduce a configuraciones más sencillas con la finalidad de que el tiempo de cómputo sea menor, por ejemplo, en la Figura 4 podemos observar un sistema de comunicaciones y la reducción del modelo.

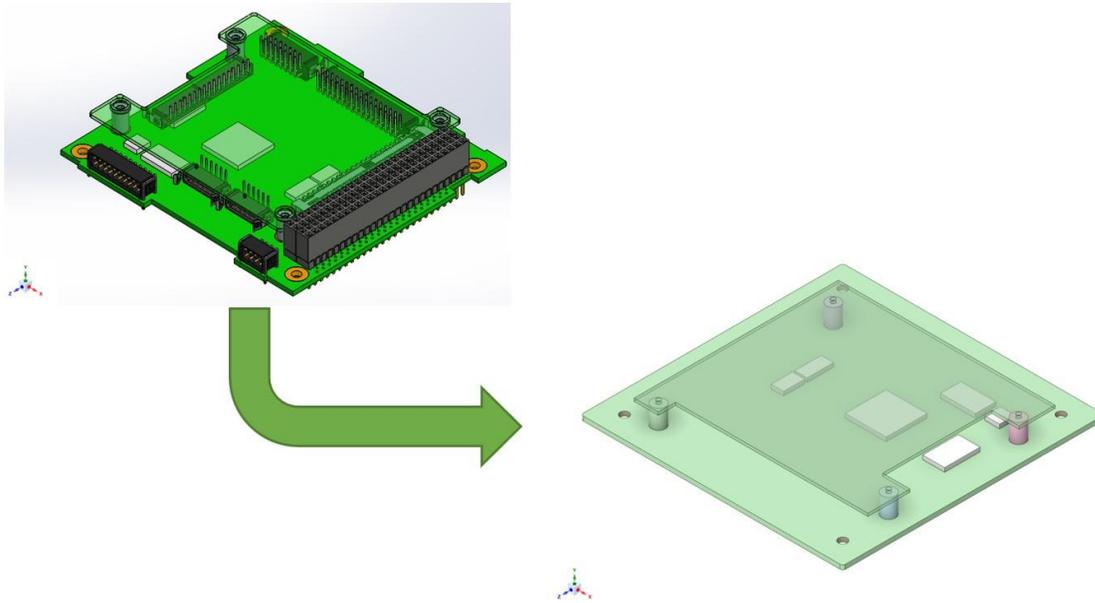


Figura 4. simplificación del modelo CAD

Como podemos observar en la Figura 4 el modelo CAD original se simplifica eliminando caras y elementos que no son de interés, como son: algunos barrenos, curvaturas, chaflanes y piezas de poco interés como los pines de contacto, además de simplificar la placa a un rectángulo esto debido a que facilita el mallado al emplear el método de elementos finitos, dejando únicamente los barrenos de contacto, y los componentes electrónicos que disipan calor como microchips.

Selección de materiales

La selección de materiales es de primordial importancia cuando se consideran las estructuras de las naves espaciales pequeñas. Deben cumplirse los requisitos tanto de propiedades físicas: densidad, expansión térmica y resistencia a la radiación, así como de propiedades mecánicas: módulo, resistencia y tenacidad. La fabricación de una estructura típica implica tanto materiales metálicos como no metálicos, cada uno de los cuales ofrece ventajas y desventajas. Los metales tienden a ser más homogéneos e isotrópicos, lo que significa que las propiedades son similares en todos los puntos y direcciones. Los no metales, como los compuestos, no son homogéneos y anisotrópicos por diseño, lo que significa que las propiedades se pueden adaptar a las cargas direccionales. (National Aeronautics and Space Administration, 2021)

Existen materiales los cuales ya tiene una herencia de vuelo, esto es muy importante porque nos garantiza que ya han sido probados para soportar las condiciones del ambiente espacial. Para la estructura comúnmente las empresas emplean el aluminio anodizado, para las placas de electrónica y componentes emplean el uso de FR4.

Análisis numérico

El método del elemento finito o FEM (Finite Element Method) es un método numérico para la resolución de sistemas de ecuaciones en derivadas parciales, para la resolución aproximada de problemas continuos, estableciendo las ecuaciones de contorno, condiciones iniciales, y basada en la discretización del dominio del problema en subdominios llamados “Elementos”, estos elementos están interconectados por una serie de puntos denominados nodos. (Ferrari Mora & Rodríguez, 2018)

Este método permite la resolución de problemas de ingeniería en los que es complicado a través de métodos analíticos tradicionales, este nos permite obtener el gradiente de temperatura a lo largo del satélite para poder realizar un análisis más puntual en cada uno de los subsistemas.

Es importante realizar el análisis en dos casos; Caso caliente y Caso frío. El caso caliente nos indica que el sol le da directo el sol al satélite mientras que el caso frío es cuando la tierra hace sombra al satélite como se observa en la Figura 5.

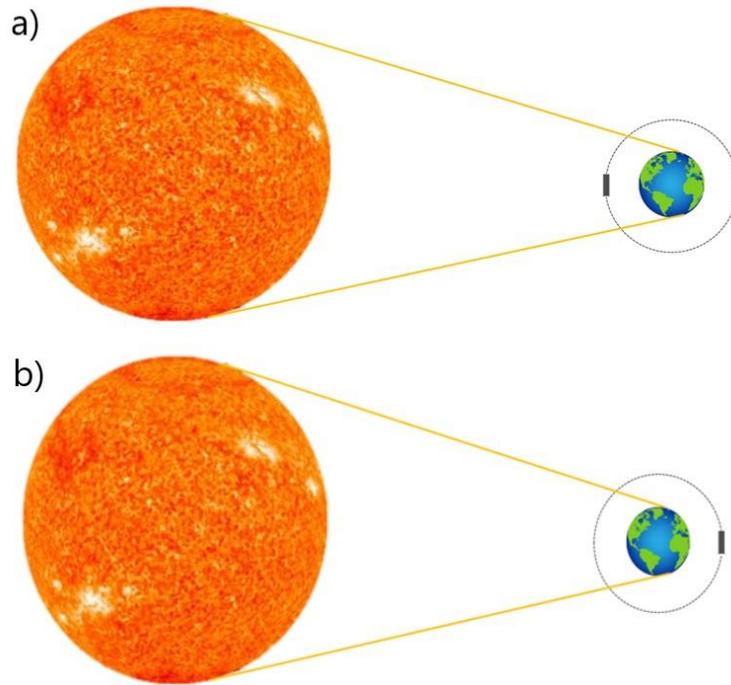


Figura 5. a) Caso caliente; b) Caso frío

El análisis de estos dos casos nos indica como varían las condiciones de frontera de un satélite dependiendo de su posición en la órbita, estos casos presentados son los extremos por lo que las condiciones varían. En el caso caliente existen todas las cargas térmicas presentadas en la figura 3; radiación solar, albedo, radiación planetaria y la radiación emitida. Mientras que para el caso frío solo se cuenta con la radiación planetaria.

Mallado

La malla es la conexión entre los elementos finitos para modelar un dominio de análisis completo, para obtener una buena calidad de solución, la malla tiene una función importante en estos métodos, inicialmente es recomendado realizar las simulaciones una malla burda, es decir, los elementos finitos relativamente grandes, posteriormente se realiza un refinado de malla en las zonas de interés para obtener mejores resultados, como se muestra en la Figura 6.

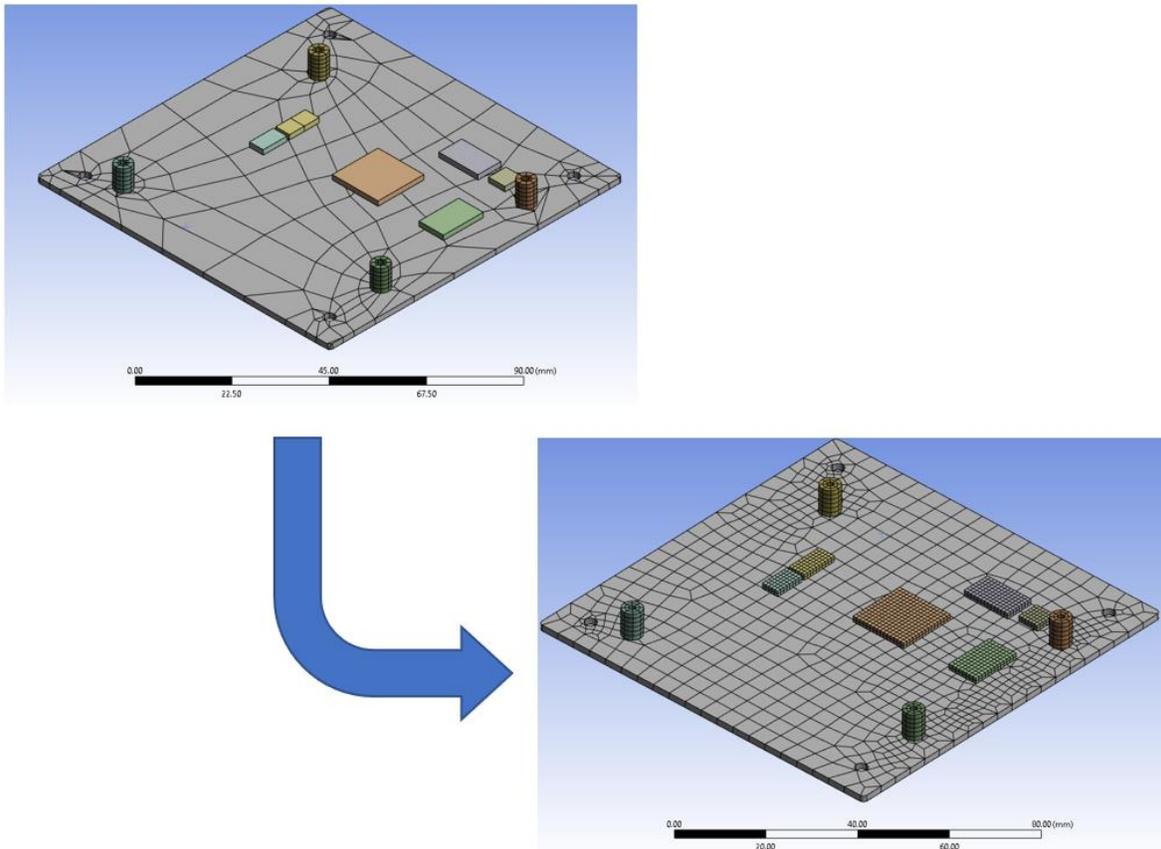


Figura 6. Refinamiento de malla

Una vez que tenemos la malla y el refinado de malla se debe realizar un análisis de convergencia de malla, en otras palabras, se realizan las simulaciones numéricas cambiando el tamaño de los elementos, haciéndolos más pequeños hasta observar que los resultados de la simulación difieren poco una de la otra.

Caso estacionario

El análisis estacionario considera que sus características no varían con el tiempo, es decir, las cargas externas debido a el Sol, Tierra y Albedo son constantes. En el caso de la disipación de calor de los componentes internos de igual manera se considera que son constantes. Para realizar al análisis de los casos críticos como se menciona en el apartado anterior, se consideran 2 casos el caliente y el frío. Este análisis es utilizado para una aproximación con condiciones de fronteras críticas. Se recomienda realizar diversas simulaciones:

- Sin control térmico: En este caso se analiza el modelo sin contemplar ningún tipo de control térmico, por lo que la estructura de aluminio se encuentra completamente expuesta a las cargas eternas.
- Aluminio con Celdas solares: En este caso se contempla que tiene las celdas solares en las caras del satélite por lo que se asemeja a un control térmico pasivo.
- Control térmico pasivo y celdas solares: En este caso se contempla el colocar pintura de grado espacial en las caras del CubeSat.

Caso transitorio

El análisis transitorio considera que sus características varían en el tiempo debido a la posición del satélite en su órbita, esto implica que es imprescindible un análisis orbital, actualmente existen algunos software los cuales nos ayudan a obtener la posición del satélite a lo largo de su órbita y la intensidad de las radiaciones a lo largo de esta, Es una simulación en la que se varía las cargas térmicas a lo largo del tiempo obteniendo la temperatura del satélite en consecuencia de estas cargas, además que nos permite colocar las cargas térmicas de los subsistemas de acuerdo a sus modos de operación. Por ejemplo, en la Figura 7 podemos observar las gráficas de las cargas térmicas por radiación a lo largo del tiempo.

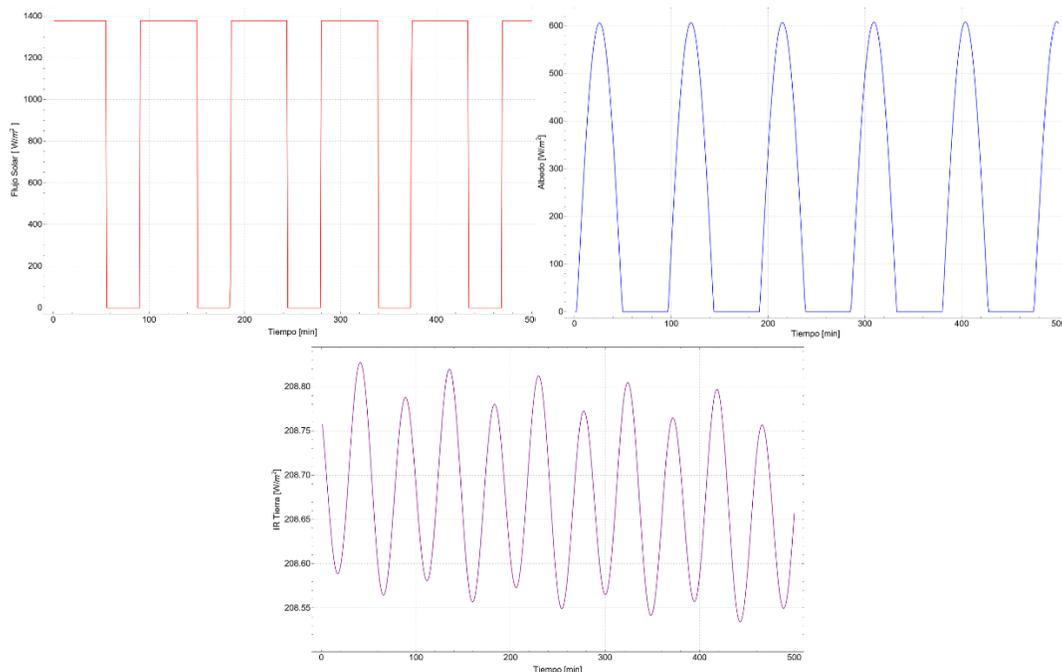


Figura 7. Cargas de radiación durante 6 orbitas a la tierra.

Conclusiones

Hay que tomar en cuenta que la selección del control térmico de un satélite es una tarea que debe realizarse con extremo cuidado, al igual que los demás subsistemas. El éxito de una misión CubeSat depende de un correcto funcionamiento de sus componentes. El sistema de control térmico tiene una interrelación con todos los subsistemas por lo que la comunicación entre los diversos equipos de trabajo es crucial para su selección.

Como se observa en el trabajo se busca principalmente el uso de sistemas de control térmico pasivo, sin embargo, no se debe descartar los controles activos en algunas aplicaciones es indispensables. Cabe mencionar que es un proceso iterativo, por lo que, hay que partir de análisis que nos aproximen a obtener la temperatura del satélite, posteriormente implementar simulaciones estacionarias y finalmente las transitorias, estas son los análisis que más se asemejan a la realidad.

Referencias

- Ferrari Mora, D., & Rodríguez, F. D. (2018). *Metodo del elemento finito Y AutoFEM*. México: Facultad de estudio superiores Cuautitlán.
- Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2011). *Spacecraft Systems Engineering*. Reino Unido: Wiley.
- Meseguer, J., Pérez-Grande, I., & Sanz-Andrés, A. (2012). *Spacecraft thermal control*. Philadelphia: Woodhead publishing.
- National Aeronautics and Space Administration. (2020). *State of the Art Small Spacecraft Technology*. California: Ames Research Center.
- National Aeronautics and Space Administration. (2021). *Structures, Materials and Mechanisms*. Recuperado el 21 de octubre de 2021, de NASA: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/structures-materials-and-mechanisms>